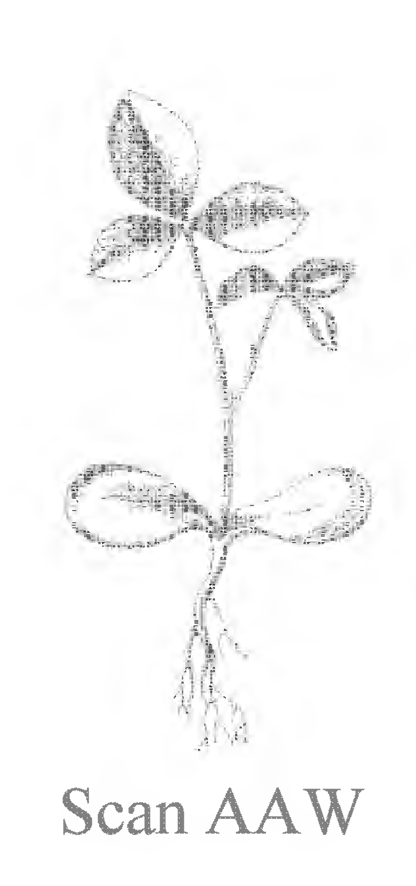
Принципы
радиоуправления
беспилотными
объектами

СПИСОК ЗАМЕЧЕННЫХ ОПЕЧАТОК

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть
40	*Рис. 1-19*	$\overline{r}(r, \varphi)$	$\overline{r}(r, \overline{\psi})$
45	4 снизу	Систематическую ..	Результирующую ...
47	11 снизу	, и максимально ...	, и минимально ...
78	ф-ла (3-9)	$\frac{\varepsilon \rho_0}{2}$	$\frac{\varepsilon^2 \rho_0}{2}$
95	ф-ла (3-49)	$W_{см}$	$W_{сп}$
99	4 снизу	$\overline{r}$	r
110	16 снизу	$\overline{W}_{2a}$.	$\overline{V}_{2a}$.
124	ф-ла (5-45)	$\beta - 1$.	$\beta - 1$).
133	*Рис. 5-23*	*Рис. 5-23*	*Рис. 5-24*
134	*Рис. 5-24*	*Рис. 5-24*	*Рис. 5-23*
190	14 снизу	0,3—0,5 *мм*.	0,3 — 0,5 *м*.
199	12 сверху	... уравнения $\theta \to 0$).	управления $\theta \to 0$).
284	23 сверху	... видеосигналов *ВУ*, усилитель ..	... видеосигналов *ВУ*, детектор сигнала ошибки *ДСО*, усилитель ..
328	26 сверху	... условным ...	... угловым ...
341	20 сверху	1. Система ...	1. Системы ...
345	ф-ла (12-4)	$K_1 Ar \sigma_p$.	$K_1 Ar \Delta \sigma_p$.

К заказу № 1165.

ПРИНЦИПЫ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ОБЪЕКТАМИ



ИЗДАТЕЛЬСТВО „СОВЕТСКОЕ РАДИО“
МОСКВА—1959

Рассматриваются принципы управления по радио беспилотными объектами (реактивными снарядами, торпедами, бомбами и т. п.). Дается общая характеристика управляемых объектов и описаны различные методы наведения и управления (автономное управление, самонаведение, телеуправление и комбинированное управление). Анализируются основные факторы, определяющие точность и дальность действия систем радиоуправления.

Книга рассчитана на студентов старших курсов радиофакультетов и радиоинженеров, но может быть полезной и широкому кругу специалистов, интересующихся вопросами радиоуправления или общими вопросами управления беспилотными объектами.

Гуткин Лев Соломонович

ПРИНЦИПЫ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ОБЪЕКТАМИ

Редакторы *В. И. Шамшур, А. А. Кокушкин*

Техн. редакторы *К. П. Воронин, Б. В. Смуров*

Сдано в набор 7/XII 1958 г. Подписано к печати 24.VIII.59. Г-50718

Бумага 84×108$^1/_{32}$ 19,68 печ. л. Уч.-изд. л. 18,48

Цена в переплете 10 р. 75 к. Заказ 1165

Набрано в типографии Госэнергоиздата. Москва, Шлюзовая наб., 10.

Отпечатано в тип. Москва, ул. Фр. Энгельса, 46.

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ

Радиоуправление беспилотными объектами (самолетами без пилотов, реактивными снарядами и т. п.) в настоящее время стало столь же распространенной и важной отраслью применения радиотехники, как и радиосвязь, радиовещание, радионавигация, радиолокация и телевидение. Основное назначение данной книги состоит в том, чтобы помочь студентам радиофакультетов и молодым радиоинженерам ознакомиться с принципами управления беспилотными объектами.

Несмотря на то, что книга базируется на материале, имеющем давность 10—15 лет, она может быть полезна в качестве учебного пособия. В книге рассматривается не быстро стареющая конкретная аппаратура, а общие принципы управления, которые стареют значительно медленнее. Новые принципы управления, а также материалы по более или менее современным конкретным системам управления беспилотными объектами ни одна страна по понятным причинам не публикует, поэтому они не имелись и в распоряжении автора. Учитывая эту особенность, читатели должны иметь в виду, что данная книга, как и любая другая книга по вопросам управления, выходящая в настоящее время в любой стране, может дать лишь некоторое общее представление о данной отрасли техники и служить лишь введением к более глубокому изучению соответствующих материалов. Следует учитывать также, что приведенные в книге количественные данные и числовые примеры являются характерными не для современной аппаратуры, а для аппаратуры, применявшейся в мировой войне 1941—45 гг., и имеют лишь иллюстративное значение.

Материал, изложенный в книге, охватывает далеко не все основные вопросы управления беспилотными объектами. В частности, почти не рассматриваются вопросы динамики полета, устойчивости и качества регулирования и вопросы реактивной техники, так как они относятся обычно

к другим предметам. Почти не рассматриваются также управление ракетами дальнего действия и радиовзрыватели.

Рукопись данной книги была написана в 1954 г. В 1958 г. при корректуре книги в текст ее были внесены лишь небольшие добавления: отмечено создание в СССР межконтинентальной баллистической ракеты, прокорректированы величины скоростей самолетов, введен весьма краткий очерк истории первых изобретений в области радиоуправления, составленный по книге А. В. Храмого «Очерк истории развития автоматики в СССР» (Изд. АН СССР, 1956), и дополнен список литературы.

СПИСОК ОСНОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

$\bar{V}_1$ — скорость цели.

$\bar{V}_2$ — скорость ракеты (снаряда).

$КП$ — командный пункт (место старта ракеты).

$\bar{r}_c$ — радиус-вектор цели относительно $КП$.

$\bar{r}_p$ — радиус-вектор ракеты относительно $КП$

$\bar{r}$ — радиус-вектор цели относительно ракеты.

W_p — ускорение (нормальное) ракеты.

$W_{pм}$ — максимально допустимое ускорение ракеты.

W_c — ускорение (нормальное) цели.

g — ускорение силы тяжести.

α_a — угол атаки.

C и P — точки, соответствующие положениям цели и ракеты.

ρ — радиус кривизны траектории.

ρ_0 — минимально допустимый радиус кривизны траектории ракеты.

β — угол упреждения.

β_0 — угол идеального упреждения.

$\Delta\beta = \beta - \beta_0$ — ошибка упреждения.

$x_1 y_1 z_1$ — измерительная система координат.

$x_2 y_2 z_2$ — исполнительная система координат ракеты.

$x_A y_A z_A$ — система координат, связанная с антенной системой.

τ — угол скручивания исполнительной системы координат относительно измерительной системы координат.

ω — круговая частота.

$K(j\omega) = K(j2\pi f)$ — комплексный коэффициент передачи.

$\Delta F_э$ — эквивалентная шумовая полоса.

Векторные величины обозначены полужирными буквами с черточками сверху (например, $\overline{\mathbf{V}_1}$, $\overline{\mathbf{V}_2}$). Модули этих векторов обозначаются теми же буквами, но тонкими и без черточек (например, V_1, V_2).

Комплексные величины обозначены полужирными буквами (без черточек).

1 *т. д.* — одна тысячная доля радиана ($\approx$ 3,6′).

Отрезки обозначены обычными (не полужирными) буквами с черточками сверху; однако в некоторых местах книги отрезки оказались набранными полужирными буквами.

ГЛАВА ПЕРВАЯ

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА УПРАВЛЯЕМЫХ ОБЪЕКТОВ И СПОСОБОВ УПРАВЛЕНИЯ

1-1. ВВОДНЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

В данной книге рассматриваются принципы радиоуправления беспилотными объектами, т. е. движущимися объектами, не имеющими на своем борту человека (пилота): самолет без пилота, реактивный снаряд, авиабомба, торпеда и т. п.

Основную часть управляемых беспилотных объектов в настоящее время составляют средства поражения цели — снаряды, бомбы и торпеды. Поэтому в дальнейшем изложении под беспилотными объектами понимаются, там где это не оговаривается, снаряды, бомбы и торпеды.

Наиболее распространенным способом управления беспилотными объектами является радиоуправление, т. е. управление с помощью радиосредств. Однако в ряде случаев могут применяться и другие виды управления, кратко описываемые ниже.

Радиоуправление имеет много общего с радионавигацией, которая также имеет своей задачей управление движением объектов при помощи радиосредств. Однако радионавигация — это управление движением таких объектов, на которых имеется человек (пилот), использующий радиосредства для управления, тогда как радиоуправление относится к беспилотным объектам. Таким образом, например, если на самолете имеется пилот, то управление таким самолетом с помощью радиосредств есть радионавигация; если же на самолете нет пилота, то управление таким самолетом с помощью радиосредств есть радиоуправление.

Отсутствие пилота на управляемом объекте резко усложняет задачу радиоуправления по сравнению с задачей радионавигации:

а) Отсутствие пилота усложняет функции, которые должна выполнять аппаратура управления.

б) При наличии пилота связь между показаниями радиоприборов и органами управления объектом осуществляется частично с участием человека, а при автоматическом радиоуправлении радиоприборы связываются с органами управления непосредственно.

Это приводит к тому, что радиоаппаратура, применяемая для управления беспилотными объектами, может проектироваться, испытываться и работать лишь в тесном взаимодействии с аппаратурой автоматики и самим объектом.

Задачи радиоуправления осложняются, кроме того, тем, что большинство современных беспилотных объектов является средствами поражения цели:

а) Для поражения цели требуются очень большие точности управления, значительно превосходящие точности, требуемые при радионавигации.

б) Объекты, предназначенные для поражения цели, гибнут после каждого выстрела, т. е. являются объектами одноразового действия. Поэтому бортовая аппаратура управления (т. е. аппаратура, расположенная на беспилотном объекте) должна сочетать высокую точность управления с минимальными стоимостью и сложностью и возможно меньшими весами и габаритами.

в) Радиоуправление средствами поражения производится во время войны и должно быть поэтому защищено от помех со стороны противника.

Задача управления снарядами и бомбами стала особенно актуальной во вторую мировую войну, когда резко возросли требования к дальности стрельбы.

Обычные снаряды и бомбы, не имеющие двигателей, не могли обеспечить эффективную стрельбу на сотни и тысячи километров. Пришлось поставить на снаряды двигатель. Наиболее подходящим оказался реактивный двигатель, в связи с чем стала бурно развиваться техника реактивных снарядов. Это развитие облегчалось тем, что реактивный двигатель оказался мощным средством и для совершенствования самолетов.

Реактивный снаряд имеет большие преимущества перед обычным артиллерийским снарядом не только в отношении дальности полета, но и в возможности управления его полетом. Обычный артиллерийский снаряд должен для получения необходимой начальной скорости развивать

в стволе орудия продольные ускорения до 20 000—30 000 g (g — ускорение силы тяжести). Снабдить такой снаряд оперением, необходимым для корректировки его полета, не ухудшив резко его свойств, и поместить внутрь него сложные приборы управления на данном уровне техники не представляется возможным.

Реактивный же снаряд, имея сравнительно небольшие продольные укорения (например, 10—15 g), вполне может быть снабжен необходимым оперением и даже сравнительно сложными приборами управления.

Управляемый реактивный снаряд, поражающий далекую цель, может иметь значительно бóльшую точность попадания, чем обычный артиллерийский снаряд. В то же время при отсутствии управления реактивный снаряд давал бы не бóльшую, а меньшую точность, чем обычный артиллерийский снаряд, вследствие большего рассеивания.

Таким образом, только сочетание принципов реактивного движения и управления позволяет решить задачу точной стрельбы на большие дистанции (десятки, сотни и тысячи километров). Поэтому вполне понятно, что вторая мировая война вызвала бурное развитие реактивной техники и техники управления.

Управление беспилотными объектами возможно и осуществляется практически не только при помощи радиоволн, но и при помощи других видов волн: световых (видимых лучей), тепловых, звуковых, ультразвуковых. Однако только радиоволны позволяют осуществлять эффективное управление на больших дистанциях (десятки, сотни километров и более). Поэтому радиоуправление является основным средством управления беспилотными объектами (исключение составляют подводные беспилотные объекты — подводные лодки и торпеды).

Таким образом, в настоящее время из всех видов беспилотных объектов преобладающими являются реактивные объекты, а из всех видов управления беспилотными объектами основным видом является радиоуправление.

Управляемые по радио реактивные объекты являются одним из выдающихся достижений современной науки и техники. Это достижение было подготовлено высоким развитием радиотехники, реактивной техники, аэродинамики и техники автоматического регулирования.

Выдающаяся и ведущая роль в этом развитии принадлежит нашим великим соотечественникам А. С. Попову, К. Э. Циолковскому и Н. Е. Жуковскому.

Александр Степанович Попов — творец радиотехники. Великое открытие Попова, демонстрировавшееся им 7 мая 1895 г., является днем рождения радиотехники вообще и радиоуправления в частности. К. Э. Циолковский (1857—1935 гг.) по праву считается родоначальником современной науки о реактивном движении. Огромный вклад в аэродинамику сделан Н. Е. Жуковским. Его работы ускорили современное развитие аэродинамики и создание совершенных форм самолетов и ракет.

В нашей стране радиотелеуправление начало развиваться сразу же после изобретения радио.

Уже в 1898 г. выдающийся русский физик Н. Д. Пильчиков демонстрировал часы, модель семафора и модель маяка, приводившиеся в действие радиосигналами. В 1898—1901 гг. он разработал для военно-морского флота ряд проектов, сущность которых, как он писал, сводилась к тому, чтобы «взрывать по радио мины или управлять по радио такими минными лодками, которые, не имея на себе никакой человеческой команды, могли бы двигаться, направляться, настигать неприятельские броненосцы и топить их».

В январе 1909 г. русский изобретатель Ф. С. Материкин запатентовал в Германии электромагнитное устройство для управления на расстоянии (по радио или по проводам). В книге Е. Голубева «Мир русских изобретений», изданной в Петербурге в 1913 г., говорится по поводу этого изобретения: «Ф. С. Материкин открыл возможность без проводов управлять через любое расстояние какими угодно механизмами и знать в каждый отдельный момент все то, что с ними происходит. Изобретателем был сконструирован аппарат, дававший прямо сказочные результаты».

В 1914 г. С. А. Ульянин демонстрировал макет изобретенной им установки для управления на расстоянии трехколесной тележкой с помощью акустических сигналов. 2 года спустя Н. Д. Папалекси провел на Гатчинском аэродроме опыты с управлением тележкой по радио. На тележке были установлены радиоприемник, реле и электродвигатель постоянного тока. Управление, т. е. пуск, повороты и остановка тележки, производилось по радио с помощью небольшого искрового радиопередатчика.

Таким образом, первые шаги в области радиоуправления простейшими беспилотными объектами были сделаны еще до первой мировой войны и в течение ее. Однако управляемые по радио ракеты появились лишь во время

второй мировой войны, так как для их создания требовался весьма высокий уровень развития радиотехники, автоматики, реактивной техники и аэродинамики.

В настоящее время интенсивная разработка управляемых по радио беспилотных объектов ведется во всех крупных промышленных странах. При этом основная часть сил и средств направляется на создание беспилотных объектов, имеющих военное, а не мирное значение.

Советский Союз непрерывно борется за уничтожение или по меньшей мере сокращение в международном масштабе вооружений всех видов и в первую очередь управляемых беспилотных объектов, снабженных атомными или водородными бомбами. Однако до тех пор, пока эта борьба не увенчается успехом, наша страна вынуждена в целях обороны развивать и совершенствовать все виды беспилотных объектов.

1-2. КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА БЕСПИЛОТНЫХ ОБЪЕКТОВ

В настоящее время известны следующие основные виды управляемых беспилотных объектов:

1. Ракеты дальнего действия (баллистические ракеты).
2. Самолеты-снаряды.
3. Зенитные ракеты (земля—воздух, вода—воздух).
4. Авиационные ракеты (воздух—воздух).
5. Авиабомбы (воздух—земля, воздух—вода).
6. Воздушные торпеды (воздух—земля, воздух—вода).
7. Воздушно-морские торпеды (воздух—вода).
8. Морские торпеды (вода—вода).
9. Самолеты-мишени.
10. Эспериментальные беспилотные объекты.

Первые восемь типов объектов являются средствами поражения воздушных, наземных и морских целей.

Самолеты-мишени — это управляемые по радио самолеты без пилотов, используемые в качестве мишеней для проведения по ним учебных или испытательных стрельб.

Экспериментальные беспилотные объекты предназначаются для проведения различных экспериментальных исследований и снабжаются для этой цели специальной радиотелеизмерительной аппаратурой, которая на обычных беспилотных объектах не устанавливается. Радиотелеизмерительная аппаратура состоит из набора измерительных приборов (измерителей температуры, скоростного напора, вибраций и т. п.), показания которых автомати-

ски передаются по радио с борта объекта на измерительный приемный пункт, расположенный на земле.

Дальнейшее изложение ведется применительно к основным типам беспилотных объектов, являющимся средствами поражения цели. Эти объекты можно подразделить на две основные группы:

А. Объекты дальнего действия.

Б. Объекты ближнего действия.

К объектам дальнего действия относятся ракеты дальнего действия и самолеты-снаряды. Они выпускаются из неподвижного пункта против неподвижной цели и дальность их действия измеряется сотнями или тысячами километров. Все остальные средства поражения являются объектами ближнего действия: дальность их действия не превышала обычно 100—200 *км* и пункт, из которого они выпускались, или поражаемая ими цель (или и то и другое) являлись, как правило, движущимися.

Ниже дается краткая характеристика различных беспилотных объектов.

А. Объекты дальнего действия

1. Ракеты дальнего действия (РДД) — баллистические ракеты

Ракеты дальнего действия предназначаются для стрельбы из неподвижного наземного пункта по неподвижной наземной цели, удаленной от точки выстрела на несколько сотен или тысяч километров и занимающей значительную площадь (промышленный центр, завод, железнодорожный узел и т. п.).

Типичная траектория РДД (ракеты дальнего действия) изображена на рис. 1-1.

Ракета стартует в точке 0 и летит вверх по вертикали вплоть до точки a, являющейся обычно границей наиболее плотных слоев атмосферы. Начиная с точки a, программный механизм, установленный на ракете, начинает воздействовать на рулевые органы ракеты, и ракета заворачивает по кривой ab, называемой программной кривой, так как ее форма задается программным механизмом.

Участок траектории $0ab$ называется активным, так как в течение всего времени движения ракеты по этой кривой работает ее реактивный двигатель.

В точке b двигатель выключается, и весь дальнейший путь ракета проходит с выключенным двигателем, дви-

гаясь только под действием начальной скорости $\vec{V}_0$ и силы тяжести, т. е. по баллистической кривой [1]. Поэтому участок траектории *bcd* называется пассивным. Участок траектории *bc* расположен в разреженных слоях атмосферы. В точке *c* ракета вновь входит в плотные слои атмосферы, и сопротивление воздуха несколько искажает чисто баллистический закон движения. Ракеты «Фау-2», применявшиеся немцами во второй мировой войне, имели дальность полета $X_{макс} \approx 350$ *км*, максимальную высоту $H_{макс} \approx$ ≈ 100 *км* и скорость (на участке *bc*) 1 300—1 500 *м/сек*. В дальнейшем в ряде стран были созданы ракеты со значительно бо́льшими дальностями, высотами и скоростями полета.

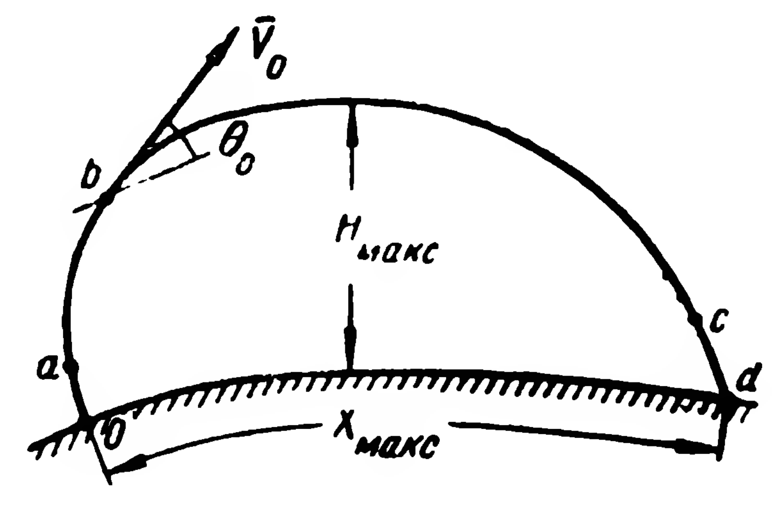


Рис. 1-1.

В последние годы в СССР, как известно, впервые в мире созданы межконтинентальные баллистические ракеты, дальность действия которых такова, что позволяет поражать из любого пункта любой другой пункт, расположенный на нашей планете, и выпускать искусственные спутники земли. Ракеты большой дальности делаются обычно многоступенчатыми, т. е. состоят по существу из ряда ракет, каждая из которых имеет свой двигатель. На первой ступени работает двигатель только первой из этих ракет. После израсходования запасов топлива, предназначенного для этого двигателя, использованная таким образом первая ракета автоматически отделяется от основного корпуса и ликвидируется, а в работу вступает двигатель второй ступени и т. д.

Благодаря последовательному удалению в процессе полета использованных частей ракеты, вес такой составной ракеты и ее габариты последовательно уменьшаются и до цели долетает лишь сравнительно небольшая и легкая ракета. Это, во-первых, дает значительную экономию общего расхода топлива и, во-вторых, значительно затрудняет обнаружение и уничтожение боевой головки, поражающей цель.

---

[1] По этой причине ракеты дальнего действия в настоящее время часто называют баллистическими.

Ракета дальнего действия имеет небольшие несущие поверхности и по своей аэродинамической форме ближе к снаряду, чем к самолету. Управление полетом ракеты осуществляется при помощи обычных воздушных рулей и газовых рулей.

Газовые рули повышают эффективность управления в разреженных слоях атмосферы, где эффективность обычных воздушных рулей резко падает.

Для того чтобы ракета достаточно точно попала в цель, ее траектория должна удовлетворять следующим условиям (см. рис. 1-1):

а) Траектория *Oabcd* должна лежать в вертикальной плоскости, проходящей через пункт управления *O* и цель *d*.

Для выполнения этого требования может применяться, например, азимутальная радиокорректировка: радиоаппаратура обнаруживает отклонения ракеты по азимуту от заданной вертикальной плоскости.

На основе этих отклонений и их производных вырабатываются команды на рули ракеты, заставляющие ракету возвращаться к заданной плоскости и сводящие к нулю как сами боковые отклонения, так и их производные (скорости).

б) Выключение двигателя должно быть произведено в заданной точке *b*, когда скорость ракеты достигнет заданного значения $\overline{V}_0$.

Для выполнения этого требования аппаратура управления должна обеспечить движение ракеты по заданной программной кривой *ab* и выключение в нужный момент двигателя ракеты.

Первая задача (движение по программной кривой) обеспечивается обычно автономным управлением (т. е. программным механизмом и аппаратурой управления, расположенными целиком и полностью на самой ракете и не воспринимающими никакого внешнего по отношению к ракете излучения) и радиоуправлением.

Вторая задача (выключение двигателя в нужный момент) решается также автономным управлением или с помощью радиосредств.

На участке *bc* управление ракетой невозможно, так как газовые рули не могут работать при выключенном двигателе, а воздушные рули не могут работать в разреженных слоях атмосферы. На участке *cd* воздушные рули снова могут действовать, но практическая реализация этой возможности для целей управления очень трудна по следующим причинам:

а) Участок *cd* ракета пролетает за несколько секунд; поэтому в том случае, когда ракета войдет в плотные слои атмосферы на значительном расстоянии от цели (например, $\geqslant$ 5—10 *км*), она уже не успеет полностью исправить свою траекторию.

б) Управлять ракетой по радио на участке *cd* из пункта *0* весьма трудно из-за большой дальности и кривизны земной поверхности. По-видимому, более просто осуществлять управление на этом участке путем самонаведения ракеты на цель, используя для этого какой-либо вид собственного излучения цели (например, тепловое излучение промышленных объектов).

На основании опубликованных в литературе данных управление РДД производится лишь на активном участке ее траектории *0ab* при помощи радиосредств и автономного управления.

2. *Самолеты-снаряды*

Самолеты-снаряды (СС) предназначаются, так же как и РДД, для поражения дальних неподвижных наземных целей. Однако в отличие от РДД они по своей конструкции ближе к самолетам, чем к снарядам (имеют относительно большее оперение), и их траектория проходит полностью в сравнительно плотных слоях атмосферы при непрерывно работающем двигателе.

Большими недостатками СС по сравнению с РДД являются бо́льшая уязвимость (из-за меньших скорости и высоты полета) и необходимость управления на протяжении всей траектории, что весьма сложно при больших дальностях стрельбы. Поэтому можно ожидать, что основным типом снарядов дальнего действия будут ракеты дальнего действия.

Б. Объекты ближнего действия

1. *Зенитные ракеты* (ЗР)

Зенитными ракетами (ЗР) называются реактивные снаряды, выпускаемые с наземных или морских пунктов против воздушных целей — самолетов и различных беспилотных объектов (ракет дальнего действия, авиабомб, воздушных торпед и т. п.). В зависимости от типа поражаемых целей зенитные ракеты можно разбить на три группы:

1. Зенитные ракеты для поражения самолетов.

2. Зенитные ракеты для поражения беспилотных объектов ближнего действия. (торпед и бомб).

3. Зенитные ракеты для поражения ракет дальнего действия.

1) Зенитные ракеты для борьбы с самолетами. Зенитная ракета может стартовать с наземной или морской базы. Для простоты в дальнейшем рассматривается наиболее типичный случай, когда ракета стартует с земли.

Старт ракеты может быть вертикальным или наклонным. Траектория ракеты при вертикальном старте изображена на рис. 1-2. Ракета стартует и летит вертикально до некоторой точки *a*, после чего она начинает заворачивать по программной кривой (аналогично РДД), задаваемой специальным программным механизмом и не зависящей от последующих маневров цели. В точке *b* управление по программе выключается и начинается основной этап управления, при котором траектория ракеты непрерывно корректируется в зависимости от положения цели. В точке *A* происходит встреча ракеты с целью.

Длина участка неуправляемого вертикального полета *Oa* определяется одним из следующих требований:

а) чтобы в точке *a* ракета имела уже достаточную для хорошего управления величину скорости (прошла, например, через порог звуковой скорости);

б) чтобы точка *a* лежала за пределами наиболее плотных слоев атмосферы (5—10 *км*); при этом ракета проходит слои с наибольшим сопротивлением воздуха по кратчайшему расстоянию, т. е. с наибольшей экономией горючего.

Длина программной траектории *ab* определяется из тех соображений, чтобы ракета перешла от вертикальной траектории к траектории, примерно соответствующей выбранному методу наведения на цель (например, к так называемой трехточечной кривой — см. гл. 3, стр. 85).

Траектория ракеты при наклонном старте изображена на рис. 1-3. Ракета устанавливается на наклонном лафете *Л*. Лафет перемещается по углу места и азимуту при помощи радиолокатора, автоматически следящего за целью, и специального счетно-решающего устройства.

Управление лафетом производится с таким расчетом, чтобы в момент схода ракеты с лафета ее вектор скорости $\bar{V}_{02}$ был направлен в некоторую упрежденную точку. Величина скорости V_{02} должна быть достаточной, что-

бы ракета не упала на землю под действием силы тяжести и могла продолжать набирать скорость в заданном направлении ($V_{02} \geqslant 20 \div 50$ *м/сек*). На участке $0a$ ракета разгоняется при помощи дополнительных стартовых ракет до величины скорости V_2, достаточной для нормального управления (например, до скорости 400—500 *м/сек*). В точке a стартовые ракеты отпадают, и ракету движет лишь основной реактивный двигатель. Участок $0a$ обычно не превышает 1 *км*, и ракета проходит этот участок за 3—5 *сек* с продольными ускорениями не более 10—15 g. Участок $0a$ делается обычно неуправляемым, так как на

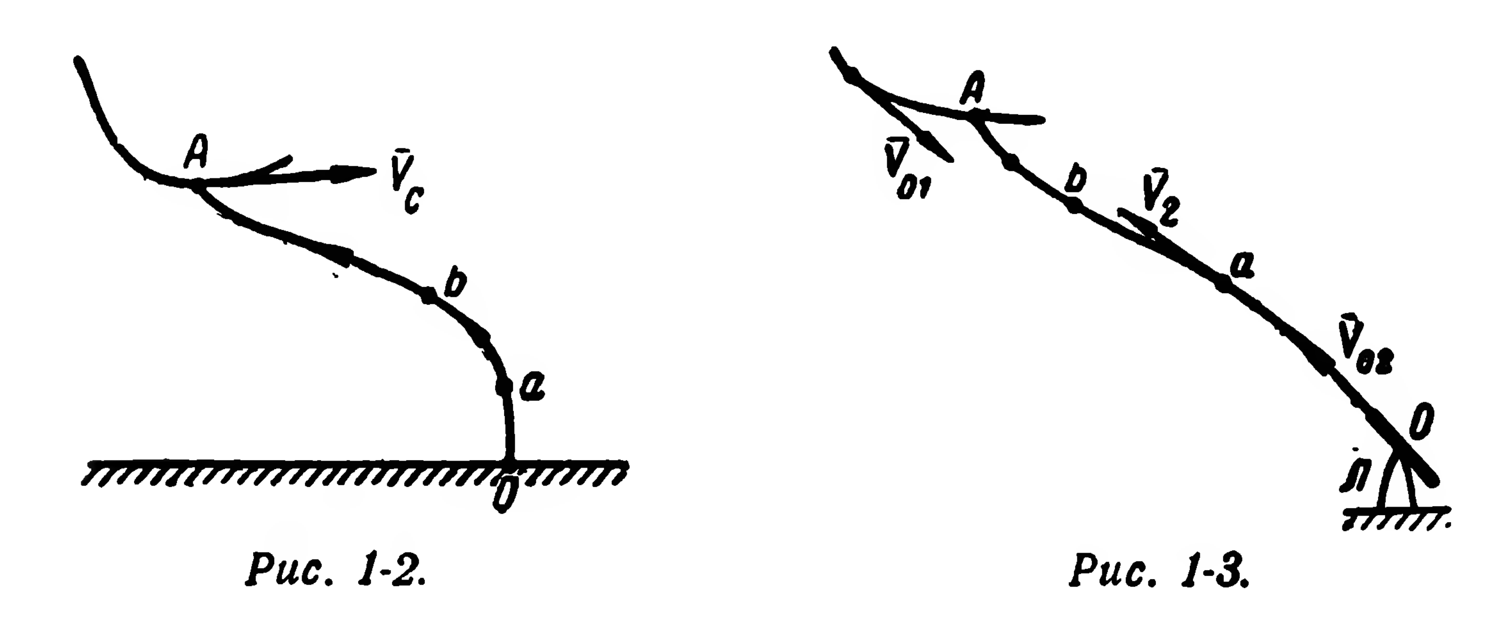


Рис. 1-2. Рис. 1-3.

этом участке управление затрудняется тем, что ракета резко меняет свою скорость и проходит через порог звуковой скорости (однако, вообще говоря, желательно иметь управление и на этом участке, так как выключение стартовых двигателей и отрыв стартовых ракет вызывают искажения траектории, притом различные для разных экземпляров ракет). Направление лафета в момент выстрела выбирается с таким расчетом, чтобы к началу управляемого участка abA направление вектора скорости ракеты $\bar{V}_2$ возможно меньше отличалось от касательной к той идеальной траектории ракеты, которая соответствует выбранному методу наведения ракеты на цель. В противном случае при переходе от неуправляемого полета к управляемому ракета должна будет резко изменять направление своей скорости, т. е. испытывать большие поперечные ускорения.

На участке abA имеет место режим основного управления, т. е. движение ракеты корректируется приборами управления в соответствии с движением цели.

Возможны и такие системы управления, когда основное управление начинается лишь в точке b, а на участ-

ке *ab* ракета управляется по программе. Введение участка программного управления может облегчить переход от режима неуправляемого полета к режиму основного управления, но усложняет систему управления.

Основным преимуществом наклонного старта перед вертикальным является возможность более быстрого и плавного вывода ракеты на траекторию, соответствующую данному методу наведения. Поэтому в тех случаях, когда может требоваться стрельба на малые дистанции (например, при дальности до цели менее 10—20 *км*), наклонный старт выгоднее вертикального.

При стрельбе на большие дистанции может оказаться выгоднее вертикальный старт. Действительно, для стрельбы на большие дистанции могут потребоваться весьма тяжелые и крупные ракеты, установка которых на наклонном лафете представит большие трудности. Кроме того, при больших дальностях полета вертикальный старт может дать заметную экономию горючего благодаря тому, что ракета будет преодолевать плотные слои атмосферы по кратчайшему расстоянию.

2) Зенитные ракеты для борьбы с беспилотными объектами ближнего действия. Беспилотные объекты ближнего действия, как например воздушные торпеды или управляемые авиабомбы, сбрасываемые противником с самолетов, также могут уничтожаться при помощи зенитных ракет. Однако борьба с этими объектами имеет некоторые отличия от борьбы с самолетами:

а) Беспилотные объекты не могут маневрировать. Опасность организованных помех со стороны этих объектов гораздо меньше, чем со стороны самолетов. Эти особенности облегчают борьбу с ними по сравнению с поражением самолетов.

б) Беспилотные объекты значительно меньше по размерам, чем самолеты, и имеют значительно меньшее эффективное сечение рассеивания радиоволн $S_э$. Для поражения беспилотных объектов может потребоваться более точное наведение зенитной ракеты. Эти особенности затрудняют своевременное обнаружение и уничтожение беспилотных объектов.

в) Беспилотные объекты могут иметь бо́льшую скорость, чем самолеты. Бомбы и торпеды, применявшиеся во второй мировой войне, имели скорость меньше 300 *м/сек*. Однако неизбежно появление в ближайшем будущем воз-

душных торпед с значительно бо́льшими скоростями. Это также осложнит борьбу с ними.

Зенитные ракеты такого типа, по-видимому, будут иметь меньшее применение, чем ракеты, предназначаемые для поражения самолетов. Это объясняется в первую очередь тем, что объекты ближнего действия выпускаются в основном с самолетов-маток. Поэтому поражение самолета-матки дает значительно бо́льший эффект, чем уничтожение каждого снаряда, выпускаемого этими самолетами.

3) Зенитные ракеты для борьбы с ракетами дальнего действия. Поражение РДД отличается от поражения самолетов следующими особенностями:

а) РДД не могут маневрировать. Опасность создания организованных помех со стороны этих объектов гораздо меньше, чем со стороны самолетов. Эти особенности РДД облегчают борьбу с ними.

б) РДД имеют скорости, значительно превышающие скорости самолетов (например, 2 000—5 000 *м/сек*). Создание зенитных ракет с еще бо́льшими скоростями весьма затруднительно.

Следовательно, может оказаться необходимым поражать РДД снарядами, имеющими скорость, значительно меньшую скорости цели. Вследствие этого для поражения РДД нужно выпускать зенитную ракету почти точно навстречу. Для этого необходимо в свою очередь заранее вычислять примерную точку падения РДД, чтобы произвести выстрел из батареи, находящейся вблизи этой точки.

в) Из п. «б» вытекает, что необходимо знать точные координаты РДД еще за несколько минут до ее падения на землю, т. е. при удалении РДД от зенитной батареи на несколько сотен километров.

Решение этой задачи требует применения радиолокаторов сверхдальнего обнаружения и сверхдальнего точного измерения координат цели. Эта задача является особенно сложной из-за малости эффективного сечения отражения РДД.

г) Из пп. «б» и «в» следует, что эффективная защита от РДД возможна лишь при создании сложной системы круговой обороны, состоящей из ряда управляемых зенитных батарей, расположенных вокруг центрального командного пункта и связанных автоматическими линиями управления и связи.

д) Для поражения РДД нужна значительно бо́льшая

точность наведения зенитной ракеты, чем для поражения самолета.

Учитывая все особенности борьбы с РДД, следует считать, что эффективное управление зенитными ракетами, предназначенными для борьбы с РДД, является более сложной задачей, чем управление другими видами зенитных ракет.

В данной книге основное внимание уделяется группе зенитных ракет, предназначаемых для поражения самолетов, и в дальнейшем, там где это особо не оговаривается, под зенитными ракетами понимаются ракеты этой группы.

В течение второй мировой войны зенитные ракеты находились еще в стадии лабораторных разработок. В последние годы на основании опубликованных в литературе данных можно полагать, что управляемые зенитные ракеты для поражения самолетов имеются уже на вооружении ряда государств.

2. *Авиационные ракеты*

Авиационными ракетами называются реактивные снаряды, предназначаемые для стрельбы с самолета по воздушным целям. Следовательно, авиационные ракеты должны поражать цели того же вида, что и зенитные ракеты первой и второй групп, но выпускаются они не с земли, а с самолета.

Эта особенность приводит к тому, что авиационные ракеты имеют меньшую дальность действия и меньшие веса и габариты, чем зенитные ракеты. Так как самолет может встретить на своем пути несколько целей, то он должен иметь возможность сделать несколько выстрелов авиационными ракетами. Поэтому вес и габариты авиационной ракеты должны быть настолько малыми, чтобы один самолет мог нести одновременно несколько таких ракет. Малые размеры авиационной ракеты затрудняют получение большой дальности ее действия.

Во время минувшей войны авиационные ракеты проектировались на дальности 1,5—2 *км* при весе не более 200—300 *кг*. В ближайшем будущем эта дальность, по-видимому, увеличится во много раз.

Скорость авиационных ракет не превышала 300 *м/сек*. Однако в дальнейшем в связи с возрастанием скоростей воздушных целей соответственно возрастут и скорости авиационных ракет.

3. Авиационные бомбы

Управляемые авиационные бомбы (авиабомбы) находятся на вооружении самолетов и предназначаются для поражения наземных и морских целей.

Авиабомбы, применявшиеся или разрабатывавшиеся во время истекшей войны, разделяются на пикирующие, планирующие и буксируемые.

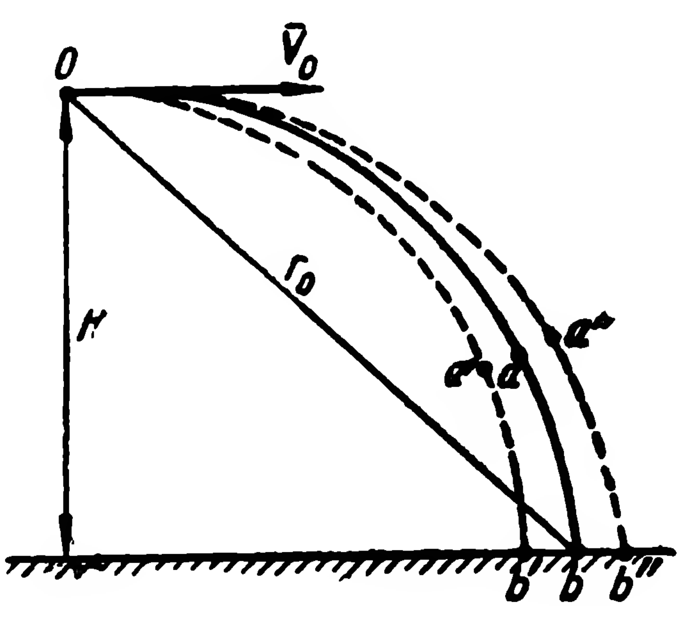


Рис. 1-4.

Пикирующая авиабомба близка по форме к обычной неуправляемой авиабомбе и снабжается лишь небольшим оперением и рулевыми органами для корректировки ее траектории в небольших пределах (обычно поперечные ускорения такой бомбы не превышают 10 *м/сек*²: $W_{р.макс} \leqslant g$).

Типичная траектория такой бомбы изображена на рис. 1-4. Бомба сбрасывается с самолета в точке 0 и имеет начальную скорость $\bar{V}_0$, равную скорости самолета в момент сбрасывания. Далее бомба падает под действием силы тяжести по кривой, близкой к параболе. Траектория $0b$ соответствует падению при нейтральном положении рулевых органов, а траектории $0b'$ и $0b''$—падению бомбы при закреплении рулевых органов в двух крайних положениях. Следовательно, рулевые органы могут корректировать траекторию полета бомбы лишь в пределах сравнительно узкой области $0b'b''$, и траектория пикирующей бомбы при любом положении рулей сравнительно близка к траектории неуправляемой свободно падающей бомбы. Преимуществами пикирующей бомбы по сравнению с другими типами управляемых бомб являются ее простота и малые габариты, при большом весе взрывчатого вещества, а также крутой (близкий к вертикали) конечный участок траектории.

Однако пикирующая бомба имеет весьма серьезные недостатки:

а) Наклонная дальность до цели r_0 в момент сбрасывания не может быть значительно больше высоты полета самолета H. Поэтому самолет, сбрасывающий бомбу, мо-

жет оказаться в пределах действия зенитного огня противника.

б) Так как траектория бомбы может корректироваться в процессе управления лишь в небольших пределах, то сбрасывание бомбы должно производиться в точно определенный момент и в определенном направлении. Это требует специальной измерительной и вычислительной аппаратуры на самолете и затрудняет маневрирование самолета перед сбрасыванием.

П л а н и р у ю щ а я а в и а б о м б а имеет сильно развитое оперение, подобное оперению планера.

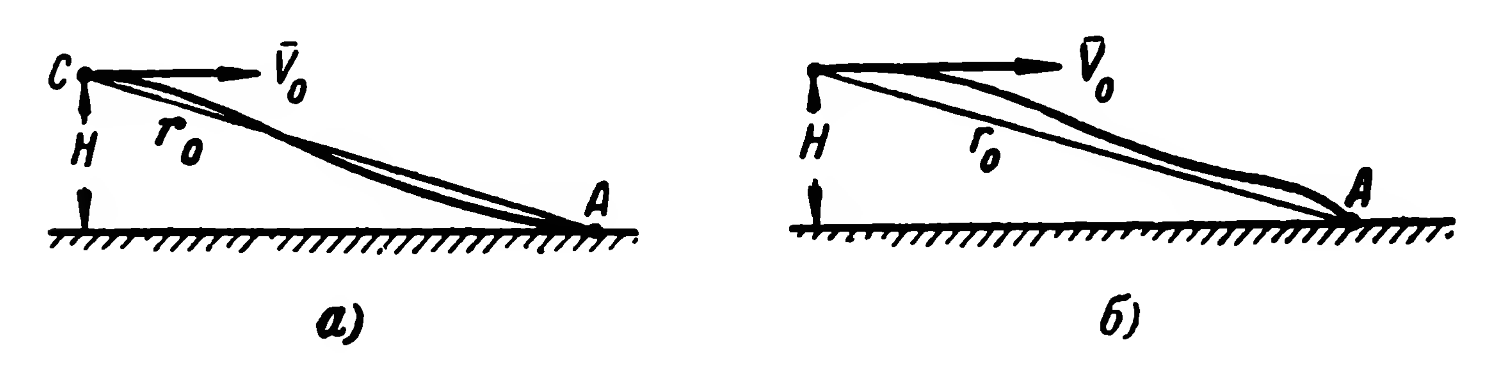


Рис. 1-5.

Конструктивно такая бомба осуществлялась подвешиванием обычной авиабомбы к планеру или разработкой специального планера, фюзеляж которого заполнен взрывчатым веществом. Типичная траектория планирующей бомбы изображена на рис. 1-5,*а*. Бомба сбрасывается с самолета в точке C и планирует к цели A по весьма отлогой траектории. Благодаря этому может быть получена дальность действия r_0, значительно превышающая высоту сбрасывания H.

Для получения более отвесной конечной части траектории бомба может переводиться в пикирование при приближении к цели (рис. 1-5,*б*). Однако при этом уменьшается дальность действия и усложняется система управления.

Поперечные ускорения, развиваемые бомбой, невелики ($\leqslant g$), и большое крыло нужно в основном лишь для преодоления силы тяжести.

Преимуществами планирующей бомбы перед пикирующей являются бóльшая дальность действия (100 *км* и более) и бóльшее удобство управления.

Существенными недостатками являются малая скорость полета ($\sim$200 *м/сек*) и значительно бóльшие габариты при том же весе взрывчатого вещества.

Б у к с и р у е м ы е а в и а б о м б ы по форме и траек-

тории полета мало отличаются от планирующих, но не подвешиваются к самолету, а буксируются за ним при помощи тросов.

Буксирование увеличивает количество бомб, находящееся на вооружении каждого самолета-матки (планирующая бомба поддерживается при перевозке за счет подъемной силы самолета, а буксируемая бомба имеет собственную подъемную силу; поэтому один и тот же самолет может перевезти значительно больше бомб на буксире, чем при подвеске к самому самолету).

Однако буксируемые бомбы имеют и ряд недостатков по сравнению с планирующими:

а) Буксируемая бомба должна иметь возможность не только планировать по отлогой траектории, но и взлетать за самолетом при подъеме последнего с аэродрома и совершать горизонтальный полет за самолетом-маткой. Поэтому буксируемая бомба должна иметь бо́льшую подъемную силу и, следовательно, бо́льшие несущие поверхности, чем обычная планирующая бомба.

б) Буксируемые бомбы уменьшают маневренность самолета-матки.

в) Буксируемой бомбой менее удобно управлять, так как она стартует позади самолета-матки.

4. Воздушные торпеды

Воздушные торпеды, как и авиабомбы, выпускаются с самолетов по наземным и морским целям. Они отличаются принципиально от управляемых авиабомб лишь наличием двигателя, обычно реактивного. Поэтому воздушные торпеды называют иногда реактивными.

Реактивные торпеды отличаются от авиационных ракет только типом целей. Авиационные ракеты выпускаются против быстро движущихся воздушных целей, тогда как торпеды выпускаются против наземных и морских целей, скорости которых в десятки или сотни раз меньше скоростей воздушных целей.

Кроме того, типичным для торпеды является полет сверху вниз, тогда как авиационная ракета должна иметь возможность летать с большой скоростью как вниз, так и вверх. Наконец, если авиационные ракеты имеют сравнительно малую дальность действия, то торпеды должны обладать значительно бо́льшей дальностью действия. Таким

образом, воздушная торпеда по своим тактико-техническим данным значительно ближе к авиабомбе, чем к авиационной ракете.

Благодаря наличию двигателя воздушная торпеда имеет существенные преимущества перед авиабомбой. Торпеда сочетает большую дальность действия с достаточно большой скоростью на всей своей траектории. Наличие у торпеды двигателя облегчает и улучшает управление: торпеда может иметь скорость, бо́льшую, чем самолет, и при старте быстро выходит вперед самолета-матки.

Так как подъемная сила пропорциональна SV_2^2. (S—несущая поверхность крыла, а V_2—скорость объекта), то бо́льшая скорость торпеды по сравнению с бомбой позволяет получить бо́льшую подъемную силу при меньших размерах крыла. Поэтому воздушная торпеда может развивать бо́льшие поперечные ускорения, чем бомба, при меньших габаритах.

Траектории воздушных торпед подобны траекториям планирующих авиабомб (см. рис. 1-5).

Из сравнения приведенных выше характеристик воздушных торпед и различных видов авиабомб видно, что воздушные торпеды имеют весьма существенные преимущества.

5. Воздушно-морские торпеды

Воздушно-морские торпеды отличаются от описанных выше воздушных торпед только тем, что последнюю часть своей траектории они проходят под водой подобно обычным морским торпедам. Появление таких торпед вызвано

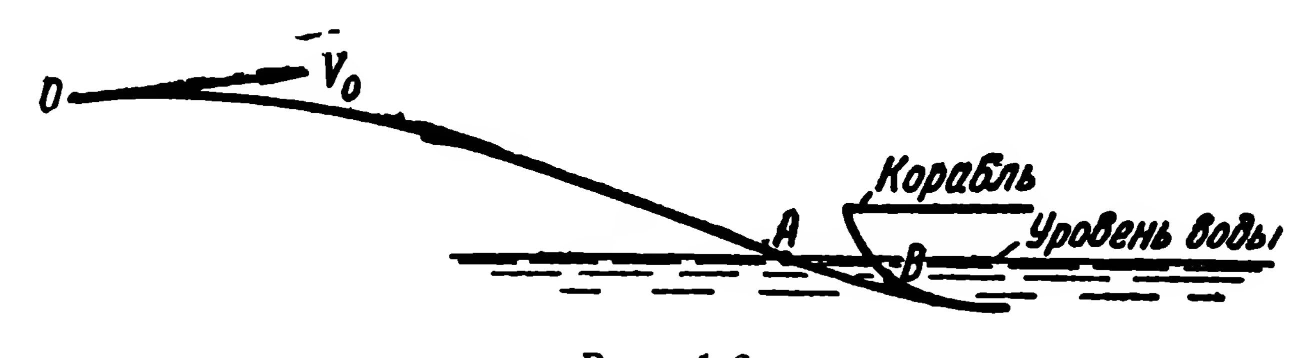


Рис. 1-6.

тем, что подводная часть военных кораблей часто является более уязвимой, чем надводная.

Типичная траектория воздушно-морской торпеды показана на рис. 1-6.

Торпеда сбрасывается с самолета в точке *O* и участок *OA* пролетает по воздуху, как обычная воздушная торпеда.

В точке *A* торпеда касается поверхности воды, при этом крыло торпеды автоматически отделяется от ее корпуса, а корпус совершает дальнейшее движение под водой по траектории *AB* подобно обычной морской торпеде.

На участке *OA* торпеда может управляться по радио. На участке *AB* торпеда управляется при помощи звуковых или ультразвуковых волн или системой так называемого автономного управления (см. гл. 4), т. е. без использования энергии внешних источников.

6. Морские торпеды

Морские торпеды выпускаются с морских объектов против морских объектов и весь путь проходят под водой. Поэтому они управляются обычно при помощи ультразвуковых или звуковых волн.

7. Сравнение различных видов беспилотных объектов

Приведенный выше краткий обзор различных видов управляемых беспилотных объектов показывает, что из всего многообразия этих видов наиболее характерными и важными являются следующие беспилотные объекты:

1. Ракеты дальнего действия (РДД).

2. Ракеты ближнего действия:

а) зенитные ракеты (ЗР)

б) воздушные (реактивные) торпеды (ВТ).

Поэтому все дальнейшее изложение ведется применительно к этим основным типам беспилотных объектов.

Так как все эти беспилотные объекты являются реактивными, то в дальнейшем для краткости все беспилотные объекты именуются ракетами.

Из указанных выше трех типов ракет (РДД, ЗР и ВТ) наибольшее внимание в данной книге уделяется зенитным ракетам по следующим причинам:

а) Дать в одной небольшой книге сколько-нибудь подробное освещение основных вопросов управления всеми тремя типами ракет не представляется возможным.

б) В общей системе управления зенитными ракетами радиоуправление играет решающую роль, тогда как в случае ракет дальнего действия оно является обычно лишь вспомогательным, а при управлении воздушными

торпедами, наряду с радиоволнами, с успехом могут применяться световые и тепловые лучи.

в) Задача радиоуправления ЗР многообразнее и сложнее, чем задача радиоуправления РДД, так как зенитные ракеты должны точнее попадать в быстро движущиеся и маневрирующие в пространстве цели, могущие создавать к тому же организованные помехи.

г) Задача радиоуправления воздушной торпедой содержит бо́льшее количество нерадиотехнических вопросов, чем задача управления зенитными ракетами. При управлении торпедой с самолета очень большое значение имеют тактические вопросы: характер траектории самолета-матки до и после сбрасывания торпеды, выбор момента сбрасывания, условия сбрасывания и управления. Очень большое значение имеют также правильное сочетание и взаимодействие аппаратуры управления ракетой с измерительной аппаратурой, имеющейся на самолете, и приборами управления самолетом. Наконец, весьма большое значение имеют размеры, тип и конструкция самолета-матки.

Ввиду указанных обстоятельств наибольшее количество конкретных примеров, иллюстрирующих последующий материал, взято из области зенитных ракет. Однако значительная часть материала, изложенного в книге, относится и к другим видам ракет.

8. Рулевые органы

Управление полетом ракеты осуществляется изменением ее скорости $\overline{V}$, т. е. сообщением ракете ускорения $\overline{W}$ или изменением этого ускорения. Управление величиной и направлением этого ускорения осуществляется при помощи рулевых органов ракеты (рулей):

$$\overline{W}=\frac{\overline{F}}{m}, \tag{1-1}$$

где $\overline{F}$ — результирующая сила, приложенная к ракете, имеющей массу m;

поэтому управление величиной ускорения $\overline{W}$ достигается за счет управления величиной и направлением результирующей силы $\overline{F}$:

$$\overline{F}=\overline{G}+\overline{P}+\overline{R},\qquad (1\text{-}2)$$

где $\overline{G}$ — сила тяжести;

$\overline{P}$ — сила тяги (реактивная сила);

$\overline{R}$ — равнодействующая всех аэродинамических сил, приложенных к корпусу ракеты.

Аэродинамическую силу $\overline{R}$ разлагают обычно на две составляющие: лобовое сопротивление $\overline{Q}$, направленное противоположно вектору воздушной скорости ракеты $\overline{V}_a$ (т. е. скорости относительно воздушного потока), и подъемную силу $\overline{Y}$, расположенную в плоскости, перпендикулярной вектору $\overline{V}_a$:

$$\overline{R}=\overline{Q}+\overline{Y}.\qquad (1\text{-}3)$$

Из соотношения (1-2) следует, что управление полетом, осуществляемое рулевыми органами, должно заключаться в соответствующих изменениях силы тяги $\overline{P}$ или аэродинамической силы $\overline{R}$, либо в изменении обеих этих сил одновременно.

Управление производится газовыми или воздушными рулевыми органами (рулями).

Для ракет дальнего действия оба типа рулей (газовые и воздушные) являются основными. Для ракет ближнего действия основным типом рулевых органов являются воздушные рули; газовые рули если и применяются, то лишь в качестве вспомогательных.

Такое различие в применении газовых и воздушных рулей объясняется следующими основными причинами:

1. Ракеты дальнего действия должны иметь возможность управления на значительно бóльших высотах, чем ракеты ближнего действия, а эффективность воздушных рулей убывает с высотой пропорционально убыванию плотности воздуха.

2. В ракетах дальнего действия двигатель работает лишь на небольшой части траектории (на активном участке). На этом участке траектории можно без особых трудностей обеспечить значительное превышение силы тяги P над силой тяжести G (в 5—10 раз). Поэтому управление силой тяги позволит сообщать ракете ускорения порядка $5\div10\ g$.

3. У ракет ближнего действия вся (или почти вся)

траектория является активной, поэтому двигатель должен работать все (или почти все) время полета ракеты. Это требование наряду с требованием малых габаритов и стоимости таких ракет приводит к тому, что сила тяги обычно лишь незначительно превосходит силу тяжести G:

$$P \approx 1,5 \div 2G. \tag{1-4}$$

Поэтому управление силой тяги не дает обычно возможности получать ускорения более g. В то же время для обеспечения необходимой маневренности ракеты могут потребоваться поперечные ускорения до $5 \div 10\ g$ (например, для зенитных или авиационных ракет).

Вследствие этого в ракетах ближнего действия, применявшихся во второй мировой войне, управление силой тяги обычно либо отсутствовало, либо использовалось лишь для вспомогательных целей (например, для поддержания постоянства величины скорости ракеты).

Ускорение, сообщаемое ракете, может быть разложено на поперечную (нормальную) и касательную (тангенциальную) составляющие:

$$\overline{W} = \overline{W}_П + \overline{W}_К. \tag{1-5}$$

Касательное ускорение $\overline{W}_К$ направлено вдоль вектора скорости ракеты, а поперечное ускорение $\overline{W}_П$ лежит в плоскости, перпендикулярной вектору $\overline{V}$.

Основная задача управления состоит в искривлении траектории ракеты в заданном направлении, т. е. в создании п о п е р е ч н о г о ускорения $\overline{W}_П$.

Поэтому основной функцией рулевых органов является создание требуемого п о п е р е ч н о г о ускорения $\overline{W}_П$.

Касательное ускорение изменяет лишь модуль скорости ракеты и играет в процессе управления второстепенную роль. Поэтому в дальнейшем, там где это не оговаривается, под ускорением, создаваемым рулевыми органами, понимается поперечное ускорение, т. е. полагается, что

$$\overline{W} \approx \overline{W}_П. \tag{1-6}$$

В существующих реактивных объектах требуемое поперечное ускорение создается при помощи не одного, а двух или трех рулевых органов. По способу создания ускорения $\bar{W}$ существующие системы рулевого управления можно разбить на 3 вида:

1. Декартово рулевое управление.
2. Полярное рулевое управление.
3. Комбинированное рулевое управление.

Декартовым называется такое рулевое управление, при котором результирующее ускорение $\bar{W}$ образуется из двух взаимно перпендикулярных компонент: $\bar{W}_x$ и $\bar{W}_y$, создаваемых двумя рулевыми органами—рулем поворота и рулем высоты соответственно (рис. 1-7).

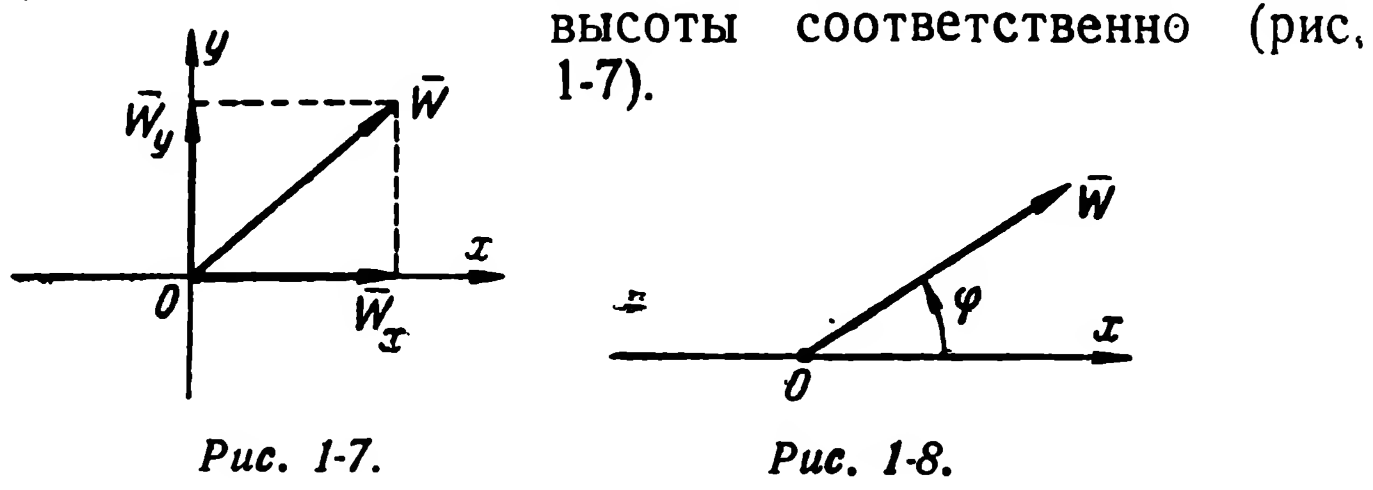


Рис. 1-7. *Рис. 1-8.*

Следовательно, рулем поворота называется рулевой орган, создающий компоненту поперечного ускорения $\bar{W}_x$, а рулем высоты — рулевой орган, создающий компоненту поперечного ускорения $\bar{W}_y$.

Полярным называется такое рулевое управление, при котором один из рулевых органов—руль глубины—управляет величиной (модулем) поперечного ускорения W, а второй рулевой орган—руль крена—направлением этого ускорения, т. е. обеспечивает направление вектора $\bar{W}$ под определенным углом φ к некоторой фиксированной оси x (рис. 1-8).

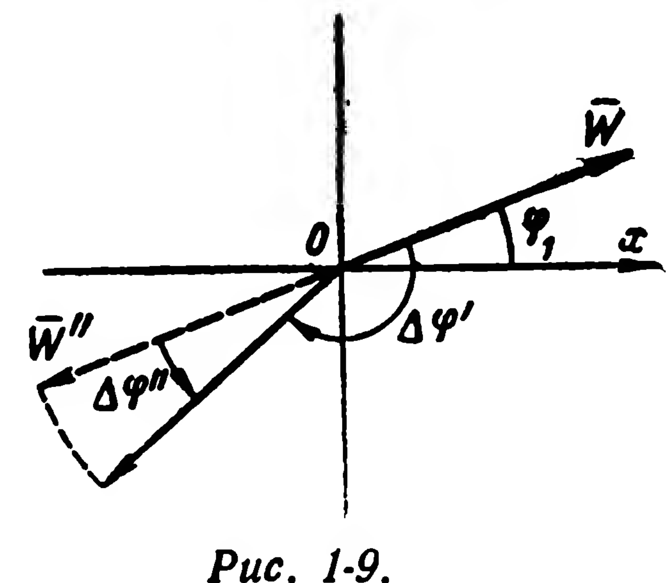


Рис. 1-9.

Полярное управление можно подразделить на два вида:

а) Управление без экономии крена.

б) Управление с экономией крена.

Различие этих видов полярного управления иллюстрируется рис. 1-9.

Пусть в процессе управления требуется резко изменить направление ускорения (от $\overline{W}$ до $\overline{W}'$). Это изменение можно осуществить двумя способами.

Первый способ заключается в том, что руль крена поворачивает вектор ускорения на угол $\Delta\varphi'$, а руль глубины не меняет своего положения.

Второй способ заключается в том, что руль глубины меняет свое отклонение на противоположное, изменяя знак ускорения на обратный (от $\overline{W}$ до $\overline{W}''$), а руль крена поворачивает вектор ускорения на угол $\Delta\varphi'' = 180° - \Delta\varphi'$.

Первый способ соответствует управлению без экономии крена, а второй — с экономией крена, так как при втором

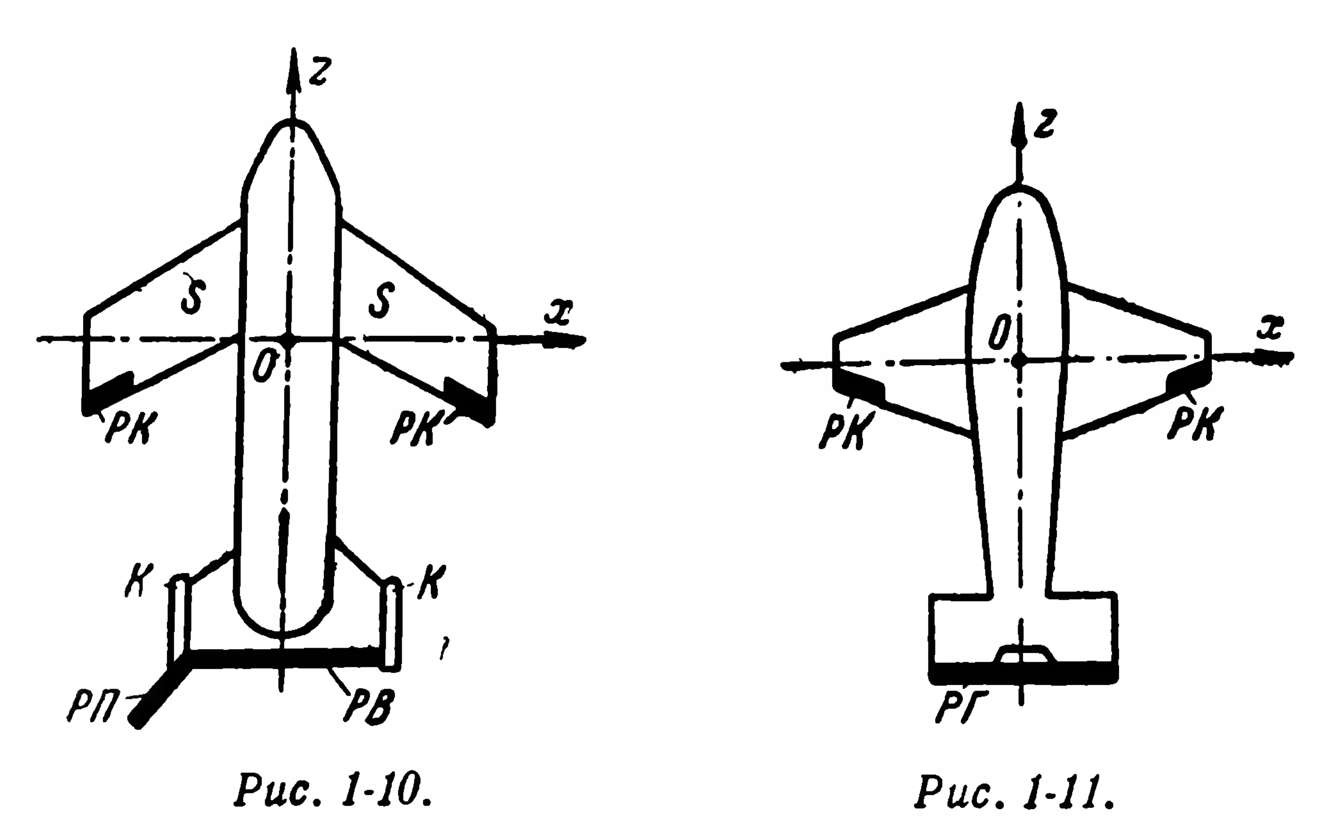


Рис. 1-10. Рис. 1-11.

способе требуются меньшие изменения угла крена φ. Пря управлении без экономии крена изменение направлении ускорения во всех случаях осуществляется рулем крена без участия руля глубины. При управлении с экономией крена в некоторых случаях (при $|\Delta\varphi'| > 90°$) руль глубины участвует в изменении направления ускорения, создавая изменение знака ускорения на обратный.

Таким образом, при полярном управлении изменение ускорения достигается в общем случае совместным действием рулей глубины и крена.

Комбинированным называется такое управление, при котором требуемое изменение ускорения $\overline{W}$ производится в общем случае совместным действием рулей высоты, поворота и крена.

Типичные схемы воздушного рулевого управления изображены на рис. 1-10—1-13.

На рис. 1-10 изображена схема комбинированного управления. С корпусом ракеты связана система $Oxyz$ (рис. 1-10 и 1-14). Начало координат O находится в центре тяжести ракеты.

Ось z — продольная ось ракеты; ось x — поперечная ось ракеты, расположенная в плоскости крыла S; ось y —

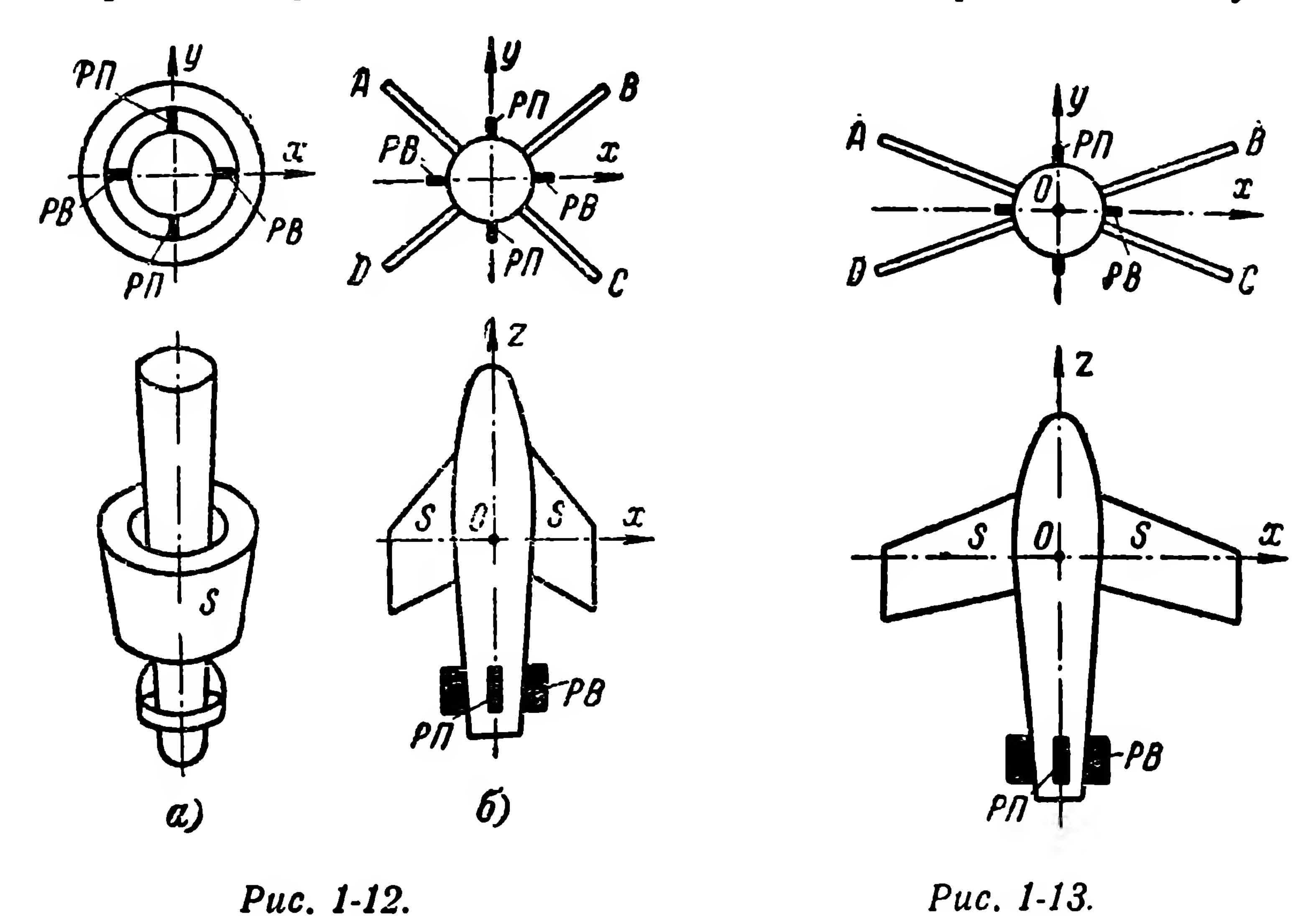


Рис. 1-12. *Рис. 1-13.*

нормальная ось ракеты, перпендикулярная плоскости крыла S.

При полете ракеты вектор ее скорости $\overline{V}$ составляет с продольной осью z угол δ* (рис. 1-14). Этот угол складывается из угла атаки α_a и угла скольжения α_c. Обычно угол δ не превышает нескольких градусов:

$$\delta \leqslant 10^\circ. \qquad (1\text{-}7)$$

Поперечное ускорение $\overline{W}$ перпендикулярно скорости $\overline{V}$, но в силу малости угла δ можно в первом приближении полагать, что поперечное ускорение ракеты перпендикулярно ее продольной оси z, т. е. расположено в плоскости xy.

* Здесь и далее предполагается, если это не оговорено особо, что скорость ветра равна нулю и, следовательно, воздушная скорость ракеты совпадает с ее истинной скоростью относительно земли.

В схеме на рис. 1-10 величина и направление этого ускорения изменяются за счет действия руля высоты *РВ*, руля поворота *РП* и руля крена *РК*. Руль крена при своем отклонении создает момент, поворачивающий ракету вокруг продольной оси, т. е. изменяет угол крена ракеты. Так как основная часть поперечного ускорения $\overline{W}$ создается подъемной силой крыла *S*, перпендикулярной плоскости этого крыла, то резкое изменение угла крена вызывает резкое изменение направления ускорения $\overline{\mathbf{W}}$. Величина ускорения при этом также несколько меняется, но основное действие руля крена заключается в изменении направления ускорения.

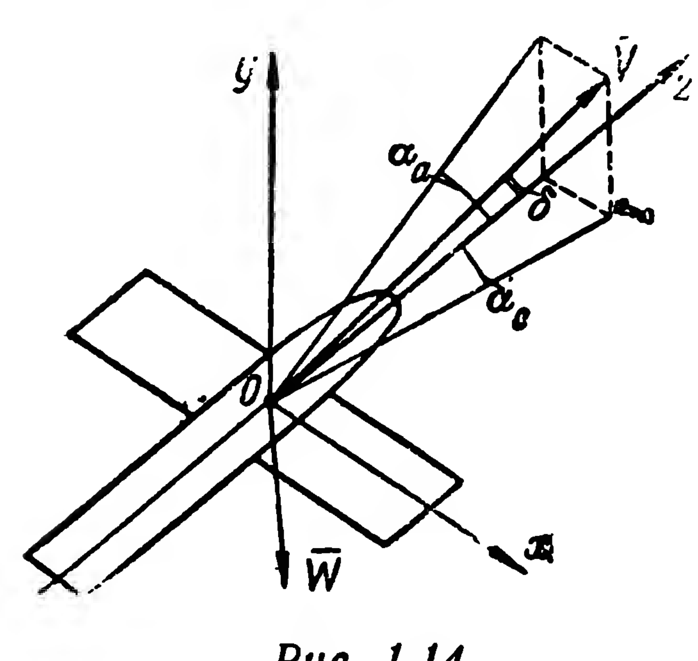


Рис. 1-14.

Руль высоты *РВ* при своем отклонении создает момент, поворачивающий ракету вокруг поперечной оси *x*. Основным результатом поворота ракеты вокруг оси *x* является изменение компоненты подъемной силы, перпендикулярной плоскости крыла *S*.

Поэтому можно в первом приближении считать, что руль высоты управляет величиной и знаком компоненты поперечного ускорения $\overline{\mathbf{W}}_y$, действующей вдоль оси *y*.

Руль поворота *РП* при своем отклонении создает момент, поворачивающий ракету вокруг нормальной оси *y*. Основным результатом поворота ракеты вокруг оси *y* является изменение компоненты подъемной силы, действующей вдоль оси *x*. Поэтому можно в первом приближении считать, что руль поворота управляет величиной и знаком компоненты ускорения $\overline{\mathbf{W}}_x$, действующей вдоль оси *x*.

Таким образом, в первом приближении можно считать, что руль крена управляет направлением ускорения $\overline{\mathbf{W}}$, а рули высоты и поворота — величиной и знаком ускорений $\overline{\mathbf{W}}_y$ и $\overline{\mathbf{W}}_x$ соответственно. (Более точное рассмотрение показывает, что руль крена изменяет не только направление ускорения, но и его величину, а руль поворота может вызывать не только поворот корпуса вокруг оси *y*, но и крен ракеты. Поэтому при точном анализе процесса управления нельзя считать действие всех трех рулей взаимонезависимым.)

На рис. 1-11 изображена схема полярного управления. Эта схема отличается от предыдущей лишь отсутствием руля поворота. На рис. 1-12 изображены схемы симметричного декартового управления, а на рис. 1-13 — схема несимметричного декартового управления.

При симметричном декартовом управлении аэродинамические формы объекта в плоскостях zx и zy одинаковы; поэтому эффективность рулей высоты и поворота одинакова, и поворот ракеты вокруг продольной оси на 90° не изменяет режима ее полета. При несимметричном декартовом управлении эффективность действия руля высоты не равна эффективности действия руля глубины (под эффективностью руля понимается изменение ускорения, вызываемое отклонением руля, на единицу этого отклонения).

Например, для рис. 1-13 эффективность руля высоты больше эффективности руля поворота, так как проекция несущей поверхности ракеты на плоскость zx больше проекции на плоскость zy.

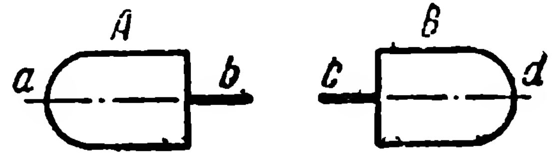


Рис. 1-15.

При несимметричной декартовой схеме необходима гиростабилизация корпуса ракеты от поворотов вокруг продольной оси. Для этой стабилизации требуется руль крена, выполняющий в данном случае лишь вспомогательную функцию — устранение вращательных движений корпуса. Такая стабилизация крена может быть полезна и при симметричном декартовом управлении. Руль крена иногда совмещается конструктивно с рулем высоты (или рулем глубины, или рулем поворота). Пример такого совмещения рулей показан на рис. 1-15. Руль имеет две лопасти: A и B, поворачивающиеся вокруг раздельных осей ab и cd.

При согласованном повороте лопастей (т. е. при повороте в одну и ту же сторону на одинаковые углы) руль действует как руль высоты; если лопасти поворачиваются на одинаковый угол, но в противоположные стороны, то возникает момент крена, поворачивающий ракету вокруг продольной оси. Если обе лопасти отклонены от нейтральной плоскости, но на разные углы, то возникает эффект, эквивалентный одновременному действию рулей высоты и крена.

Из всех описанных выше способов рулевого управления комбинированное управление является наиболее сложным

и поэтому в реактивных объектах почти не применяется.

Симметричное декартово управление применяется в тех случаях, когда величина требуемого поперечного ускорения, создаваемого подъемной силой ракеты, должна быть примерно одинаковой во всех направлениях.

Такое требование имеет место, например, для зенитных ракет, авиационных ракет и пикирующих авиабомб. Зенитная ракета, наводимая на маневрирующий самолет, должна иметь возможность развить поперечное ускорение порядка $5 \div 10\ g$ в любом направлении вокруг своей продольной оси. Так как это ускорение во много раз превышает ускорение силы тяжести, то и с учетом действия силы тяжести подъемная сила зенитной ракеты во всех направлениях должна быть примерно одинаковой. Пикирующая авиабомба, наоборот, летит в основном под действием силы тяжести. Поэтому подъемная сила нужна такой авиабомбе не для компенсации силы тяжести, а лишь для корректировки небольших отклонений от траектории свободного падения. Эти отклонения равновероятны во всех направлениях, и бомба должна иметь возможность развивать примерно одинаковую подъемную силу во всех направлениях вокруг своей продольной оси.

Иначе обстоит с воздушными торпедами и планирующими авиабомбами. Эти объекты должны тратить значительную часть своей подъемной силы на преодоление силы тяжести; в то же время от них не требуются большие результирующие поперечные ускорения, так как они наводятся на сравнительно малоподвижные цели. Следовательно, торпеды и планирующие бомбы должны иметь возможность развивать в вертикальной плоскости бо́льшую подъемную силу, чем в горизонтальной плоскости. Поэтому для таких объектов несимметричное декартово управление (рис. 1-13) более целесообразно, чем симметричное (рис. 1-12).

При полярном управлении полная подъемная сила, создаваемая корпусом и крылом, может быть направлена в любом направлении путем соответствующего крена ракеты. Поэтому полярное управление находит применение почти во всех типах беспилотных объектов.

1-3. КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СПОСОБОВ УПРАВЛЕНИЯ

Задачу поражения цели управляемой ракетой можно разделить на три этапа.

1. Управление выстрелом (стартом).

2. Управление полетом
3. Управление взрывом.

Управление выстрелом включает в общем случае следующие операции:

а) дальнее обнаружение цели;
б) точное определение ее координат,
в) определение момента и направления выстрела;
г) вспомогательные операции, связанные с подготовкой и проведением выстрела.

Дальнее обнаружение цели и точное определение ее координат производится при помощи радиолокаторов.

В качестве вспомогательных (резервных) приборов точного определения координат цели могут применяться оптические или тепловые пеленгаторы. Эти приборы не могут быть основными вследствие малой дальности действия и большой зависимости от метеорологических условий. Один радиолокатор дальнего обнаружения может обслуживать несколько командных пунктов.

Определение момента и направления выстрела (при наклонном старте) производится по данным радиолокатора при помощи специального счетно-решающего устройства, расположенного на командном пункте. Выстрел (выпуск ракеты) может производиться автоматически или с участием оператора — нажатием кнопки.

Возможность производить выстрел с участием оператора позволяет выбирать момент выстрела не только в соответствии с координатами и курсом цели, но и с самыми разнообразными тактическими соображениями (количеством и характером целей, запасом боеприпасов, действием других родов войск и средств поражения и т. п.).

Вспомогательные операции выполняются вспомогательной аппаратурой, расположенной на командном пункте.

Взрыв ракеты при сближении ее с целью производится в большинстве типов ракет при помощи неконтактного взрывателя. Неконтактный взрыватель производит взрыв при небольшом расстоянии от ракеты до цели (см. подробнее § 2-5). Наиболее распространены взрыватели радиотехнического типа, называемые в дальнейшем радиовзрывателями.

Помимо основного взрывателя, обычно предусматривается возможность аварийного взрыва и самоликвидации ракеты.

Аварийный взрыв предусматривается на тот случай, когда ракета вследствие какой-либо неисправности летит после старта не в направлении на цель, а резко сворачивает в сторону и опасна для собственной территории.

Аварийный взрыв может быть осуществлен по принципу автономности (взрыв независим от *КП*) или неавтономности (взрыв по команде с *КП*).

Самоликвидацией называется взрыв ракеты в случае пролета ее на столь большом расстоянии от цели, что дистанционный взрыватель не срабатывает. Самоликвидация осуществляется обычно автономным способом — при помощи временного механизма, устанавливаемого на ракете.

Управление полетом может осуществляться:

1) автономно;
2) самонаведением;
3) телеуправлением;
4) комбинированным управлением.

Автономным управлением называется такое управление движением ракеты, которое осуществляется без использования какой-либо энергии, идущей от *КП* (командного пункта) или цели (рис. 1-16). При автономном управлении *КП* используется лишь для управления выстрелом.

Управление полетом осуществляется целиком и полностью приборами-автоматами, расположенными на ракете.

Эти приборы могут обеспечить движение ракеты по программной траектории (т. е. по траектории, форма которой устанавливается заранее, до старта ракеты) и стабилизировать ракету в полете от паразитных поворотов вокруг ее осей.

Так как ракета в процессе полета никак не связана с *КП* и целью, то автономное управление не может обеспечивать наведения ракеты на быстро движущиеся и маневрирующие цели. Получение большой точности при наведении на медленно движущиеся и даже неподвижные цели при автономном управлении также затруднено. Поэтому в большинстве типов ракет автономное управление выполняет лишь вспомогательные функции (например, программное искривление траектории ракеты с вертикальным стартом, стабилизацию корпуса ракеты от паразитных поворотов вокруг одной или нескольких осей и т. п.).

Самонаведением называется автоматическое наведение ракеты на цель с использованием энергии P_2, иду-

щей от цели к ракете (рис. 1-17). Такой энергией могут быть излучаемые или отражаемые целью радиоволны, свет, тепло, механические колебания среды.

В зависимости от характера используемой энергии самонаведение может быть радиотехническим, тепловым, световым, акустическим.

В зависимости от места расположения первичного источника энергии самонаведение подразделяется на пассивное, активное и полуактивное.

При пассивном самонаведении энергия P_2 создается источниками, расположенными на самой цели, или естественными облучателями цели (Солнцем, Луной). Следова-

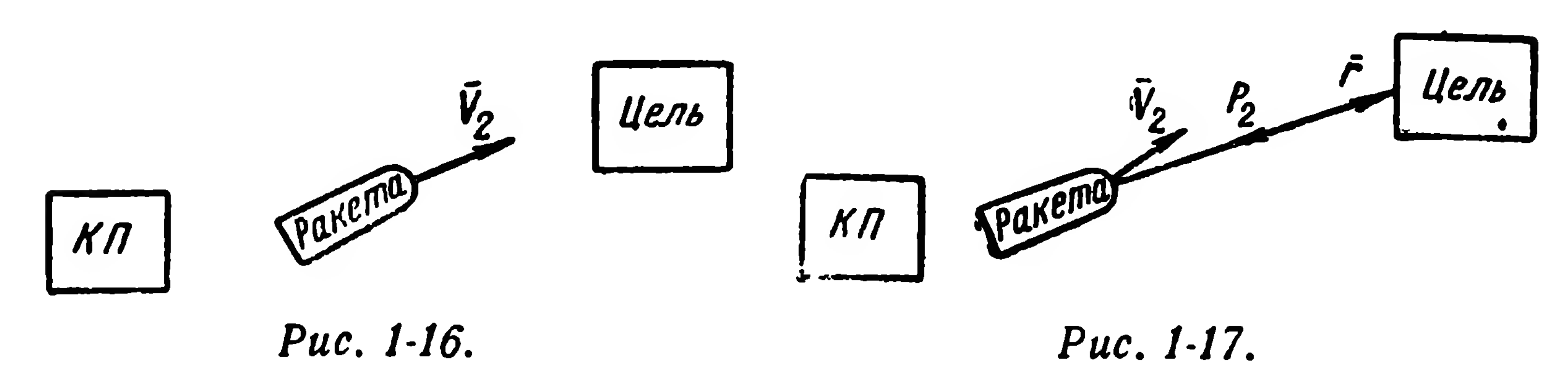


Рис. 1-16. *Рис. 1-17.*

тельно, при пассивном самонаведении энергия P_2 получается без специального облучения цели каким-либо видом энергии (рис. 1-18,*а*).

При активном самонаведении цель облучается первичным источником энергии P_1, установленным на ракете (рис 18,*б*), и для самонаведения используется отраженная от цели энергия P_2.

При полуактивном самонаведении цель облучается первичным источником энергии P_1, расположенным вне цели и ракеты. Обычно этот источник помещается на *КП* (рис. 1-18,*в*). Для самонаведения используется отраженная от цели энергия P_2.

При самонаведении, как и при автономном управлении, командный пункт (*КП*) не участвует в управлении ракетой. (При полуактивном самонаведении на *КП* может размещаться источник первичной энергии P_1; однако и в этом случае *КП* играет лишь чисто пассивную роль). Но в отличие от автономного управления здесь имеется связь между ракетой и целью. Благодаря наличию этой связи могут обнаруживаться отклонения ракеты от правильного полета на цель, вызываемые как паразитными возмущениями, так и перемещениями и маневрами цели.

Для обнаружения этих отклонений на ракете устанавливается угломер (пеленгатор) или радиолокатор цели

(под угломером здесь и в дальнейшем понимается прибор, измеряющий только угловые координаты, а под радиолокатором — прибор, способный измерять угловые координаты и дальность, т. е. сочетающий функции угломера и дальномера).

Как будет видно из дальнейшего, измерение дальности от ракеты до цели не является принципиально необходимым для самонаведения, но позволяет повысить помехоустойчивость системы и улучшить качество регулирования. Поэтому в простейших системах самонаведения применяется угломер цели, а в системах более высокого качества — радиолокатор.

Для общности будем в дальнейшем полагать, что на ракете устанавливается радиолокатор. Он измеряет пространственную угловую координату цели ψ в некоторой системе координат $x_1y_1z_1$ (рис. 1-19).

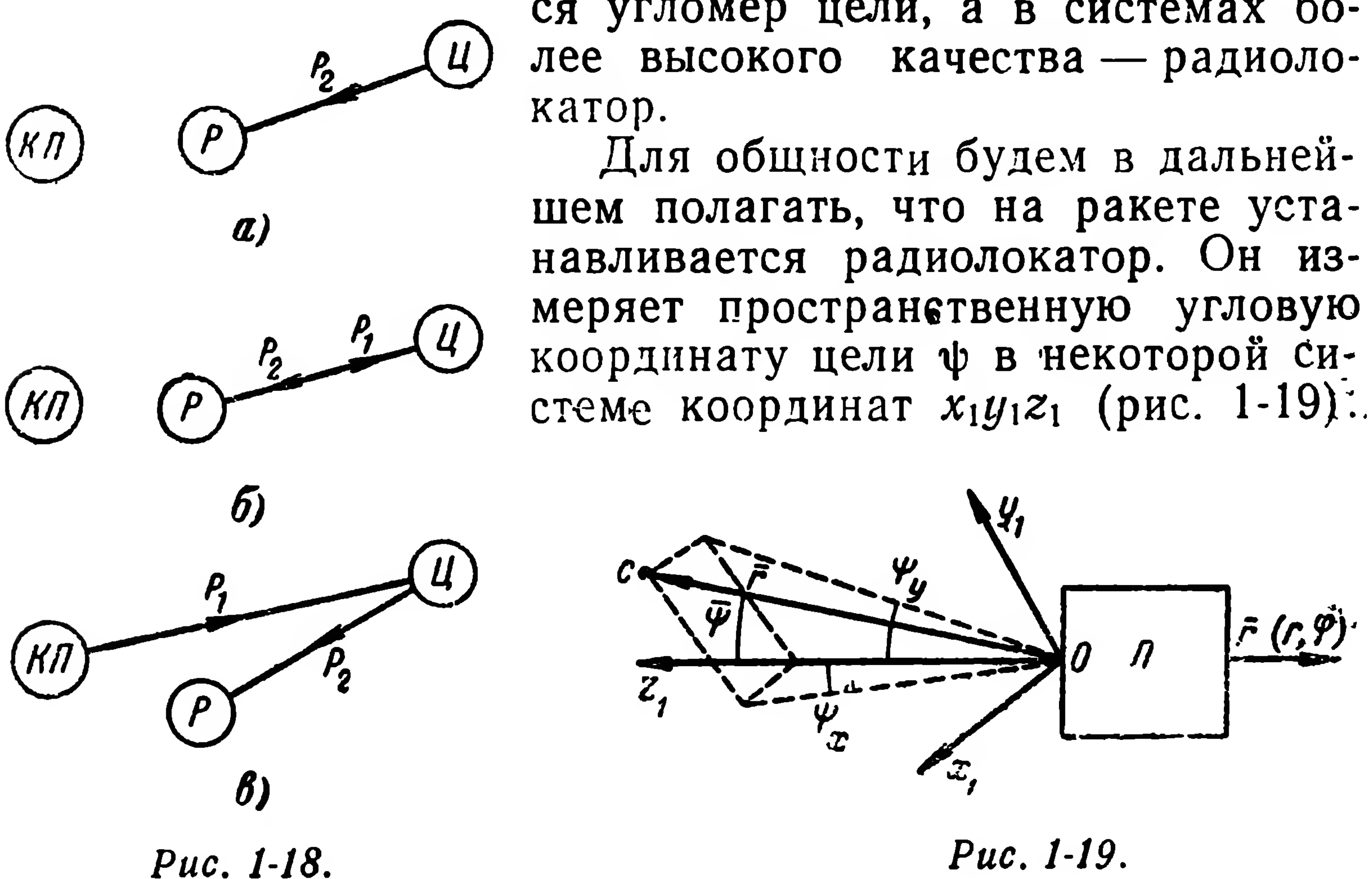


Рис. 1-18. *Рис. 1-19.*

Кроме того, радиолокатор определяет дальность до цели r.

Координаты цели ψ и r (или ψ_x, ψ_y и r) используются для управления, обеспечивающего наведение ракеты на цель.

Телеуправлением называется управление ракетой, осуществляемое с командного пункта. Это управление может производиться при помощи рукоятки управления, приводимой в движение оператором, находящимся на *КП*, или полностью автоматически.

В первом случае телеуправление называется полуавтоматическим, а во втором — автоматическим.

Для выработки команд управления должны обнаруживаться (измеряться) отклонения ракеты от правильного полета на цель.

В зависимости от метода измерения этих отклонений системы телеуправления можно разбить на два вида:

а) телеуправление первого вида — с непосредственным контролем цели;

б) телеуправление второго вида — с контролем цели с помощью бортовой аппаратуры.

Принцип телеуправления первого вида — с непосредственным контролем цели — показан на рис. 1-20.

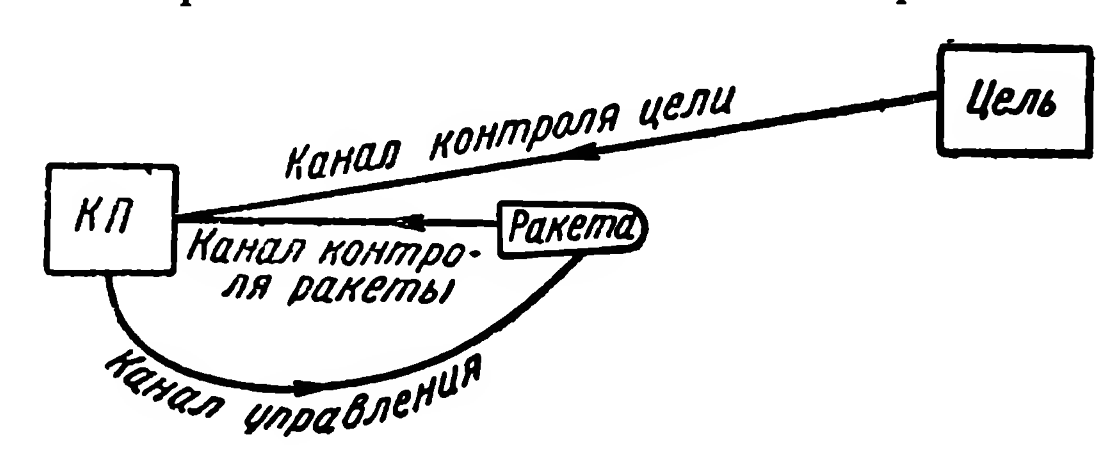


Рис. 1-20.

На *КП* производится наблюдение за целью (по каналу контроля цели) и за ракетой (по каналу контроля ракеты).

На основании сопоставления данных о цели и ракете определяется отклонение ракеты от правильного полета на

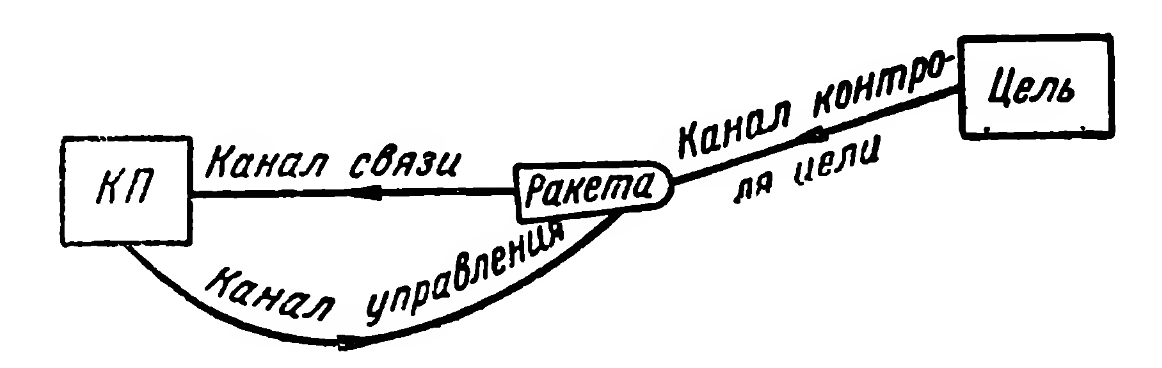


Рис. 1-21.

цель и вырабатываются соответствующие команды на рули ракеты, устраняющие это отклонение. Эти команды передаются на ракету по каналу управления.

Принцип телеуправления второго вида — с контролем цели с помощью бортовой аппаратуры — показан на рис. 1-21. В этом случае отклонения ракеты от правильного полета на цель обнаруживаются измерительной аппаратурой, установленной на ракете (канал контроля цели), и передаются с ракеты на *КП* по каналу связи. Следовательно, в этом случае контроль за полетом ракеты на цель осуществляется на *КП* не непосредственно, а через

аппаратуру, установленную на ракете. На основании данных канала контроля цели на *КП* вырабатываются команды управления, передаваемые на ракету по каналу управления.

Простейший пример телеуправления первого вида (управление по методу накрытия цели) изображен на рис. 1-22.

На *КП* устанавливается радиолокатор, позволяющий определить пространственный угол $\bar{\psi}$ между направлениями на цель и ракету. Величина и направление этого угла

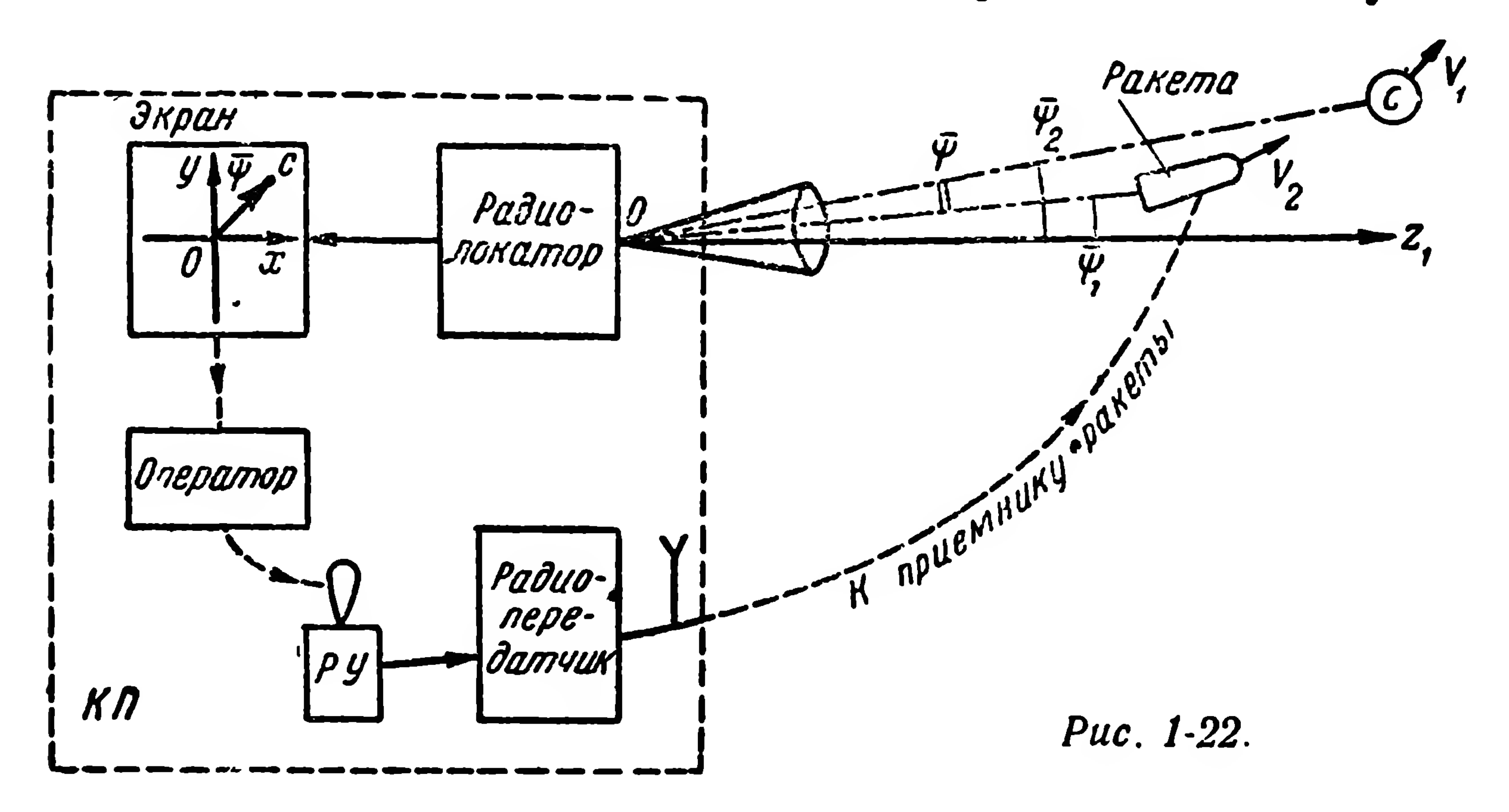


Рис. 1-22.

отображаются на экране электронно-лучевой трубки в виде отрезка $\overline{OC}$, соединяющего центр экрана *O* со светящимся пятном *C*. Команды управления вырабатываются оператором при помощи рукоятки управления *РУ* и передаются по радио на борт ракеты. Оператор поворачивает рукоятку управления так, чтобы совместить светящееся пятно *C* с центром экрана, т. е. сделать $\psi=0$. Это означает, что при правильном управлении будет все время $\psi\approx0$, т. е. ракета будет находиться на линии визирования цели, как бы накрывая собой цель (если смотреть с *КП*), откуда и произошло название «метод накрытия цели». Так как ракета летит по направлению к цели, то, оставаясь все время на линии визирования цели, она должна попасть в цель.

Примером телеуправления с контролем цели с помощью бортовой аппаратуры может служить управление при помощи телевизионной головки (рис. 1-23).

На ракете устанавливается телевизионный передатчик; объектив телекамеры *ТК* воспринимает изображение цели

Это изображение воспроизводится на экране телевизионного приемника, установленного на *КП* (изображение *С* на рис. 1-23). Команды управления вырабатываются оператором, наблюдающим за экраном при помощи рукоятки управления *РУ*, и передаются на ракету через радиопередатчик на *КП* и радиоприемник на ракете.

Оператор управляет рукояткой таким образом, чтобы центр изображения *С* цели совпадал с центром экрана. Так

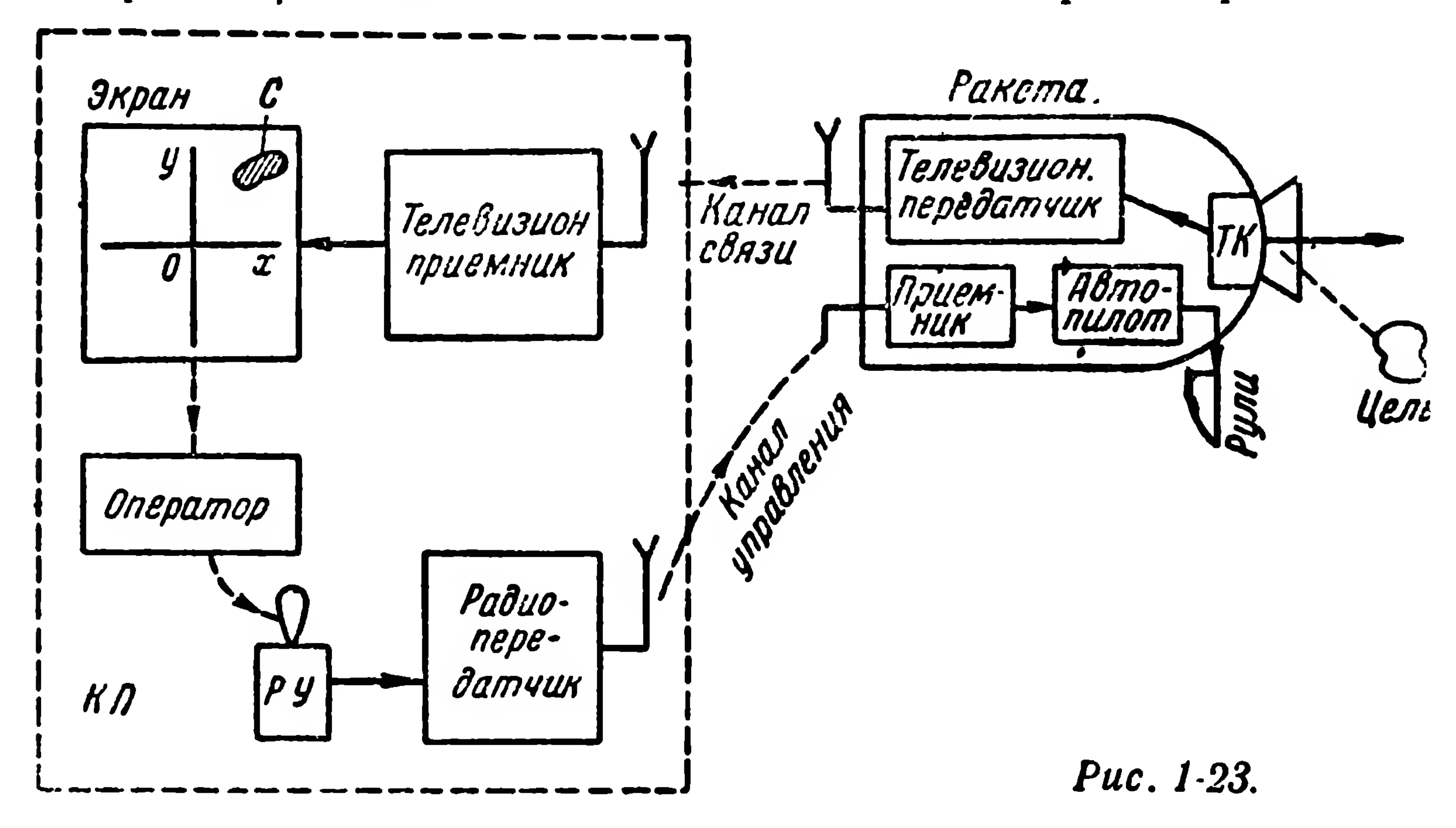


Рис. 1-23.

как ракета летит по направлению к цели, то сохранение изображения цели в центре экрана обеспечивает наведение ракеты на цель.

Комбинированным управлением называется комбинация нескольких видов управления. Комбинирование может быть последовательным или параллельным.

Последовательным называется такое комбинирование, когда в процессе полета ракеты производится переход с одного вида управления на другой. В качестве примера последовательного комбинирования можно привести комбинирование трех видов управления: автономного, телеуправления и самонаведения.

На первом участке траектории ракета с вертикальным стартом выходит на требуемый курс по программной кривой, обеспечиваемой автономным управлением. Затем производится переключение вида управления, и дальнейший полет ракеты корректируется телеуправлением первого вида (непосредственный контроль за целью). Когда ракета приблизится к цели на дистанцию порядка нескольких

километров, производится переключение с телеуправления первого вида на самонаведение, и последний участок траектории ракета проходит при помощи самонаведения.

Такое комбинирование усложняет систему управления, но позволяет сочетать большую дальность, даваемую телеуправлением первого вида с большой точностью, даваемой самонаведением.

Параллельным называется такое комбинирование, при котором одновременно действует несколько видов управления. В качестве примера можно привести комбинирование автономного управления с телеуправлением для ракеты дальнего действия. Требуемая траектория такой ракеты представляет собой плоскую кривую, расположенную в заданной вертикальной плоскости.

Необходимое искривление траектории в вертикальной плоскости осуществляется по программной кривой при помощи автономного управления, а отклонения от заданной вертикальной плоскости могут устраняться при помощи телеуправления.

Более детальный анализ различных методов управления и сравнение этих методов даны ниже.

ГЛАВА ВТОРАЯ
ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

2-1. ОБЩИЕ ЗАМЕЧАНИЯ

К системам управления предъявляются следующие основные требования:

1. Обеспечение возможно большей вероятности поражения цели [1].

2. Гибкость тактического использования, т. е. обеспечение возможно большего диапазона расстояний и направлений стрельбы, скорострельности и мобильности аппаратуры управления.

3. Возможно меньшая сложность и стоимость аппаратуры, особенно бортовой (гибнущей со снарядом).

Основным из этих требований является обеспечение возможно большей вероятности поражения цели, ибо весь смысл применения управления снарядом заключается в повышении вероятности поражения цели этим снарядом.

---

[1] При большом числе выстрелов вероятность поражения цели снарядом равна отношению числа уничтоженных (или сильно поврежденных) целей к числу выпущенных снарядов.

Вероятность поражения цели зависит от следующих основных факторов:

1) точности наведения снаряда на цель;
2) разрешающей способности системы управления;
3) веса боевого заряда и характера его действия;
4) эффективности взрывателя;
5) надежности действия аппаратуры при отсутствии помех;
6) надежности защиты аппаратуры от помех;
7) типа цели и качества ее броневой защиты.

Ниже дается краткая характеристика перечисленных факторов.

2-2. ТОЧНОСТЬ НАВЕДЕНИЯ СНАРЯДА НА ЦЕЛЬ

Точность наведения снаряда на цель характеризуется ошибкой наведения d.

Ошибкой наведения d называется минимальное расстояние между снарядом и целью, которое получается в процессе полета снаряда.

Результирующая ошибка наведения d складывается из систематических и случайных ошибок, имеющих место в процессе управления:

$$d = d_{сист} + d_{сл}. \qquad (2\text{-}1)$$

Систематическая ошибка $d_{сист}$ не изменяется от выстрела к выстрелу. Следовательно, систематическая ошибка равняется постоянной слагающей результирующей ошибки d, а среднее значение случайной составляющей равно нулю.

Эффективные (среднеквадратичные) значения ошибок d и $d_{сл}$ определяются следующими соотношениями:

$$d_{эф} = \sqrt{\overline{d^2}}; \quad d_{эф.\,сл} = \sqrt{\overline{d^2_{сл}}}, \qquad (2\text{-}2)$$

где черточка сверху обозначает усреднение по совокупности (т. е. по всем выстрелам).

Из соотношений (2-1) и (2-2) следует:

$$d_{эф} = \sqrt{d^2_{сист} + d^2_{эф\ сл}}. \qquad (2\text{-}3)$$

Систематическую ошибку в большинстве случаев удается снизить до уровня случайной ошибки, т. е. обеспечить соотношения

$$d^2_{сист} \leqslant d^2_{эф\ сл} \text{ и } d_{эф} \approx d_{эф\ сл}. \qquad (2\text{-}3')$$

Допустимая величина ошибки $d_{эф}$ зависит от многих факторов и в первую очередь от заданной вероятности поражения, веса и характера боевого заряда, типа цели и ее броневой защиты.

Для ракет ближнего действия допустимая эффективная ошибка обычно составляет единицы или десятки метров.

Точность наведения снаряда на цель зависит от следующих основных факторов:

а) метода наведения и маневренности снаряда;

б) инерционности управления;

в) приборных ошибок.

а) Влияние метода наведения и маневренности снаряда

Идеальная траектория, по которой должен двигаться снаряд, точно наводимый на цель, в общем случае криволинейна. Форма этой траектории зависит от двух основных факторов:

а) выбранного метода наведения снаряда на цель;

б) маневров цели.

Метод наведения зависит от типа снаряда (зенитный и т. п.) и применяемого метода управления.

Так, например, траектория снарядов (ракет) дальнего действия должна быть криволинейной потому, что такой снаряд стартует вертикально, а выключение его двигателя должно производиться лишь после того, как снаряд искривит свою траекторию и вектор его скорости составит заданный угол с горизонтальной плоскостью.

Траектория зенитной ракеты, наводимой на произвольно маневрирующий самолет, должна быть криволинейной потому, что произвольное искривление траектории самолета должно сопровождаться соответствующим искривлением траектории снаряда во избежание промаха.

Если самолет летит прямолинейно и равномерно, то, наводя снаряд в упрежденную точку, можно получить прямолинейную траекторию его полета. Однако наведение в упрежденную точку применяется не всегда из-за его большей сложности, а при более простых методах наведения идеальная траектория зенитной ракеты должна быть криволинейной, даже при отсутствии маневров цели.

Таким образом, снаряд, наводимый на цель, должен обладать определенной маневренностью, т. е. способностью искривлять свою траекторию под действием команд управления.

Маневренность снаряда можно характеризовать одним из следующих его параметров:

а) минимально возможным радиусом кривизны траектории снаряда ρ_0;

б) максимально возможной кривизной траектории снаряда K_0;

в) максимально возможным поперечным ускорением снаряда W_0.

Эти параметры связаны следующими очевидными соотношениями:

$$\left.\begin{aligned} W_0 &= \frac{V_2^2}{\rho_0} = V_2^2 K_0; \\ K_0 &= \frac{1}{\rho_0}. \end{aligned}\right\} \qquad (2\text{-}4)$$

Чем больше W_0 и K_0, тем больше маневренность снаряда.

Однако с увеличением W_0 возрастают требуемые вес и габариты снаряда и увеличиваются требования к механической прочности и надежности всей аппаратуры, устанавливаемой на снаряде (возрастание веса снаряда вызывается возрастанием требований к прочности, а также тем, что для получения больших ускорений W_0 требуется большая подъемная сила снаряда).

Ракеты, применявшиеся в прошлой войне, имели

$$W_0 \leqslant 10g \approx 100 \ м/сек^2. \qquad (2\text{-}4')$$

Следовательно, в соотношениях (2-4) заданной величиной является максимально допустимое поперечное ускорение W_0, и максимально возможный радиус кривизны определяется из соотношения

$$\rho_0 = \frac{V_2^2}{W_0} = \frac{V_2^2}{ng}, \qquad (2\text{-}4'')$$

где $n = \frac{W_0}{g}$ — допустимая перегрузка снаряда, вызываемая поперечными ускорениями.

При $V_2 = 1000$ *м/сек* и $n = 10$ получится $\rho_0 = 10$ *км*.

Из этого примера видно, что управляемые снаряды не могут резко искривлять свою траекторию. Поэтому, если будет выбран такой метод наведения снаряда на цель, при котором от снаряда в некоторых случаях может требоваться поперечное ускорение, большее, чем W_0 (т. е. $\rho < \rho_0$),

то снаряд не сможет следовать по требуемой траектории и будет пролетать мимо цели. Если это отклонение снаряда от требуемой траектории пройдет лишь в самом конце траектории, т. е. вблизи цели, то ошибка наведения будет невелика. В противном случае эта ошибка может оказаться недопустимо большой.

Следовательно, метод наведения снаряда на цель должен выбираться таким образом, чтобы снаряд мог двигаться по требуемой этим методом траектории вплоть до встречи с целью (в крайнем случае допустимо отклонение от этой траектории лишь в непосредственной близости от цели).

Это означает, что радиус кривизны траектории, соответствующей выбранному методу наведения, должен удовлетворять условию

$$\rho > \rho_0. \qquad (2\text{-}5)$$

Это условие должно выполняться для всех точек траектории. В тех случаях, когда выполнение этого условия для всех точек траектории неосуществимо, можно допустить нарушение этого условия для участка траектории, настолько близкого к точке встречи, чтобы получающаяся при этом ошибка наведения не превзошла допустимой величины.

б) Оценка влияния инерционности управления

Весь процесс управления снарядом ближнего действия длится обычно всего несколько десятков секунд, а при малых дистанциях до цели — несколько секунд. За это время управляемый снаряд должен успеть искривить свою траекторию должным образом. Следовательно, инерционность управления снарядом должна быть невелика. Особенно важна малая инерционность управления при наведении на быстро движущиеся и резко маневрирующие цели — самолеты.

Резкий маневр самолета, совершенный за несколько секунд до встречи со снарядом, может вызвать недопустимую ошибку наведения, если система управления будет иметь большую инерционность. Для оценки инерционности системы управления можно представить эту систему в виде некоторого четырехполюсника *C* (рис. 2-1).

На вход системы действует внешнее возмущение u_1. Источником такого возмущения может быть движение цели (маневр), на которую наводится снаряд, или какой-либо программный механизм, задающий снаряду требуе-

мую траекторию. Возмущение u_1 вызывает появление на выходе системы полезного отклонения u_2. Таким полезным отклонением можно считать, например, отклонение снаряда в требуемом направлении или появление поперечного ускорения снаряда, создающего отклонение в требуемом направлении

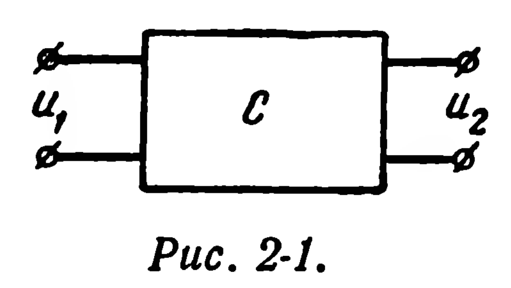


Рис. 2-1.

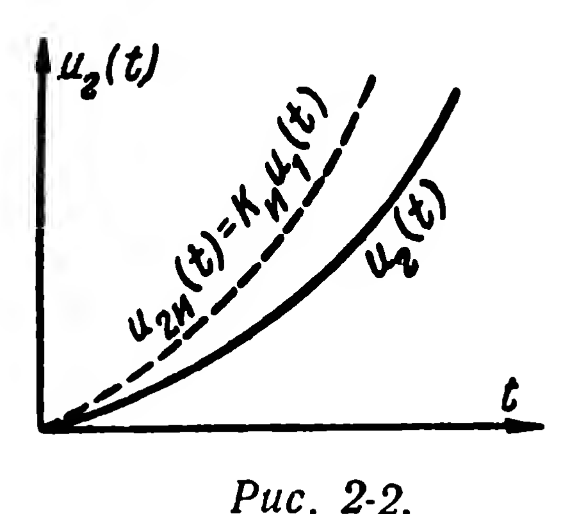


Рис. 2-2.

Если бы система C была линейной и идеально безынерционной, то отклонение на выходе $u_2(t)$ точно совпадало бы по форме с возмущением $u_1(t)$.

Поэтому для идеальной системы имеет место соотношение

$$u_{2и}(t) = K_и u_1(t), \tag{2-6}$$

где $K_и$ — коэффициент передачи идеально безынерционной системы, не зависящий от времени.

Отклонение $u_2(t)$ на выходе реальной системы будет отставать от отклонения $u_{2и}(t)$ вследствие инерционности системы (рис. 2-2). Кривая $u_2(t)$ дает полную и точную оценку влияния инерционности системы для данного вида возмущения $u_1(t)$.

Однако практически весьма сложно производить оценку инерционности системы управления путем построения кривой $u_2(t)$.

Действительно, различным видам возмущений, т. е. различным формам кривой $u_1(t)$, будут соответствовать различные формы кривой $u_2(t)$. Поэтому для точной оценки влияния инерционности на точность наведения нужно знать точный закон возмущения $u_1(t)$. Но реальные законы возмущений могут быть самыми разнообразными.

Кроме того, даже для известного закона $u_1(t)$ весьма сложно точно вычислить кривую $u_2(t)$, так как система управления состоит из большого числа различных звеньев, содержащих электрические, электромеханические, релейные и аэродинамические элементы. Многие из этих эле-

ментов являются нелинейными и меняющимися во времени. Поэтому наряду с весьма сложными точными методами определения влияния инерционности применяются также простые методы, позволяющие получить ориентировочную численную оценку величины инерционности и ее влияния на точность наведения. Такая весьма ориентировочная, но простая оценка дается, как известно, введением понятий о «времени установления» $t_у$ и «эквивалентном времени запаздывания» τ.

Время установления $t_у$ находится по переходной характеристике системы и характеризует длительность установления стационарного отклонения на выходе системы при подаче на вход системы скачкообразного возмущения (рис. 2-3).

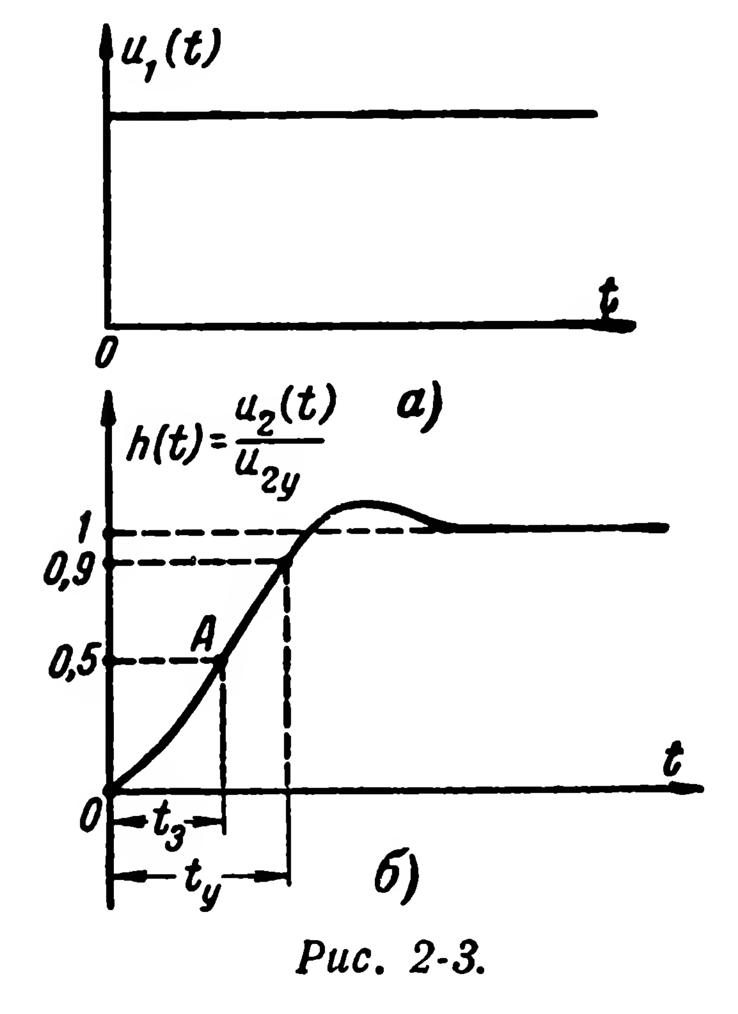


Рис. 2-3.

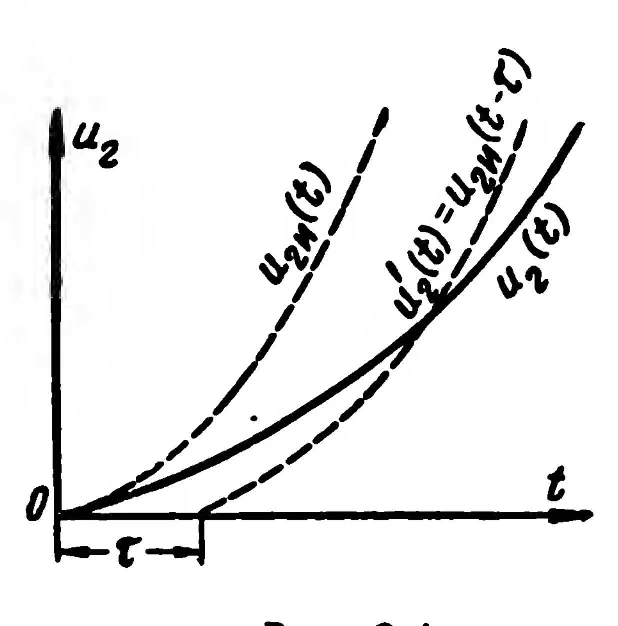


Рис. 2-4.

Обычно принято понимать под $t_у$ такое время, в течение которого отклонение на выходе $u_2(t)$ достигает 90% установившегося значения $u_{2у}$. Время запаздывания характеризует отставание выходного отклонения $u_2(t)$ от идеального $u_{2и}(t)$, которое имело бы место на выходе идеально безынерционной системы (рис. 2-2).

Реальная кривая $u_2(t)$ отличается от идеальной кривой $u_{2и}(t)$ не только тем, что она отстает от нее во времени, но и тем, что она имеет искаженную форму. Заменим реальную кривую $u_2(t)$ некоторой кривой $u_2'(t)$ (рис. 2-4), которая совпадает по форме с идеальной кривой, но отстает от нее по времени на величину τ, т. е.

$$u_2'(t)=u_{2и}(t-\tau).$$

Очевидно, для любого конкретного случая всегда можно подобрать такую величину запаздывания τ, при которой конечный результат (ошибка наведения на цель), вычисленный по кривой $u_2'(t)$, окажется таким же, как для реальной кривой $u_2(t)$.

Эту величину τ и будем считать эквивалентным временем запаздывания.

Из данного выше определения времени запаздывания следует, что для точного определения величины τ необходимо знать истинную кривую $u_2(t)$. Очевидно, что практическое вычисление запаздывания τ таким путем не имеет смысла, так как если найдена реальная кривая $u_2(t)$ и вычислена ошибка наведения, то определение величины τ становится уже ненужным. Поэтому необходимо иметь возможность приближенной оценки величины τ без построения кривой $u_2(t)$. Такая приближенная оценка может быть дана благодаря наличию связи между временем запаздывания τ и временем установления t_y.

Прежде всего можно установить, что во всех случаях

$$\tau \leqslant t_y. \qquad (2\text{-}7)$$

Действительно, инерционность системы должна сказываться тем сильнее (при прочих равных условиях), чем более резко изменяется входное возмущение $u_1(t)$. Следовательно, худшим случаем будет такой, когда возмущение $u_1(t)$ возникает скачком. Но в этом случае отклонение $u_{2u}(t)$ также возникает скачком и кривые $u_{2u}(t)$ и $u_2(t)$ имеют вид, изображенный на рис. 2-5 (сплошные линии).

Если предположить, что $\tau = t_y$, то функция $u_2'(t) = u_{2u}(t-\tau)$ будет иметь вид, изображенный на рис. 2-5 пунктиром. Из этого рисунка видно, что кривая $u_2'(t)$ получилась более резко отстающей от идеальной кривой $u_{2u}(t)$, чем реальная кривая $u_2(t)$. Следовательно, в действительности для получения эквивалентного эффекта должно быть $\tau < t_y$.

Таким образом, доказано, что $\tau < t_y$. Но, с другой стороны, можно доказать, что возможны такие случаи, когда эквивалентное запаздывание τ является величиной того же порядка, что и время установления t_y, т. е. отличается от него не более чем в 2—3 раза.

Так, например, для простейшего инерционного элемента, описываемого операторным уравнением

$$u_2 = \frac{1}{1+\tau_0 p} u_1$$

(например, для фильтра нижних частот, состоящего из сопротивления R и емкости C с постоянной времени $\tau_0 = RC$), имеют место следующие соотношения:

а) Время установления $t_y = 2{,}3\tau_0$.

б) При линейно возрастающем возмущении $u_1(t) = at$ на выходе получается отклонение $u_2(t) = a\left[t - \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau_0}}\right)\tau_0\right]$ (рис. 2-6); при $t \geqslant t_1 = 3\tau_0$ получается $u_2(t) = a(t - \tau_0)$, т. е. $\tau = \tau_0$.

Следовательно, при $t \geqslant 3\tau_0$ получается

$$\tau \approx 0{,}43 t_y. \tag{2-8}$$

Таким образом, в общем случае действительно имеет место соотношение (2-7).

Для идеальной безынерционной системы

$$\tau = t_y = 0. \tag{2-9}$$

С увеличением инерционности возрастают как время установления t_y, так и время запаздывания τ.

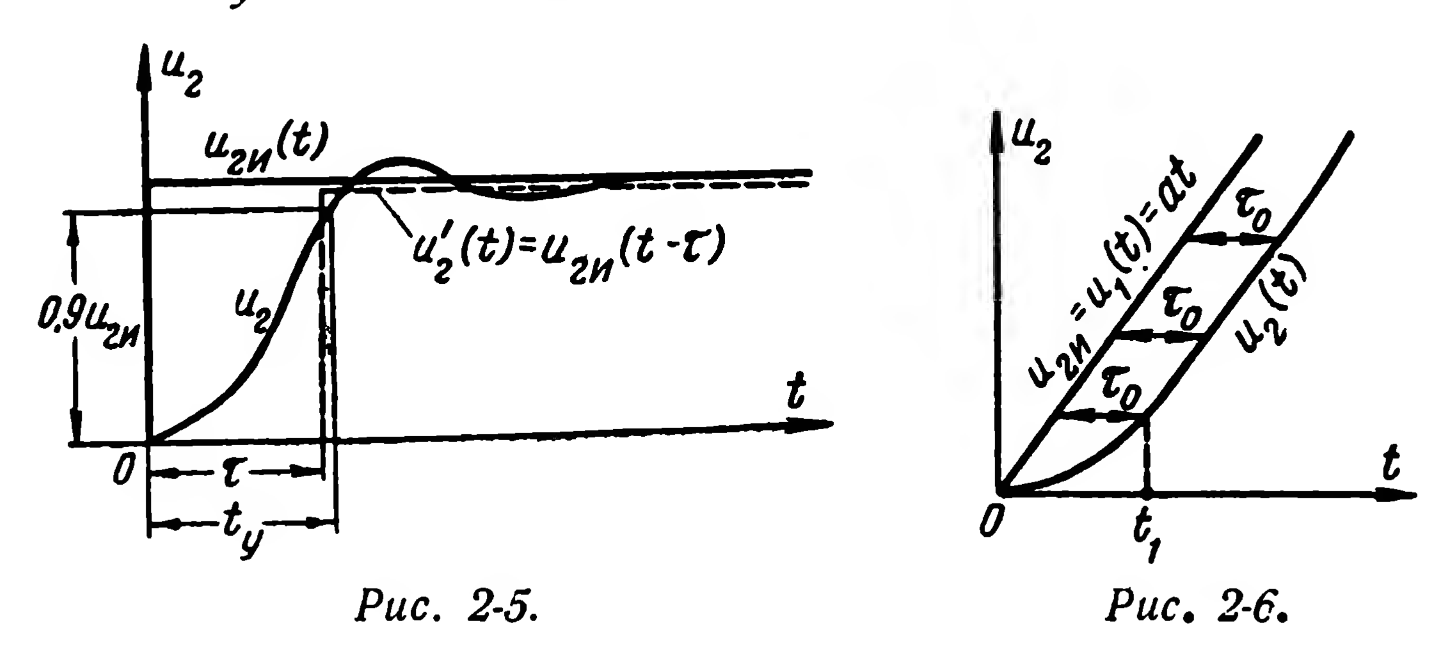


Рис. 2-5. Рис. 2-6.

Чем больше время запаздывания τ, тем больше будет ошибка наведения снаряда на цель. Поэтому для ориентировочной оценки величины τ следует учитывать, что ошибка в сторону преуменьшения этой величины опаснее, нежели в сторону ее преувеличения.

Исходя из всех указанных выше соображений, можно для ориентировочной оценки инерционности системы пользоваться соотношением

$$\tau \approx 0{,}5 \div 0{,}7 t_y. \qquad (2\text{-}10)$$

В ряде случаев оказывается удобнее определять величину τ не по времени установления t_y, а по времени запаздывания $t_з$:

$$\tau \approx t_з, \qquad (2\text{-}10а)$$

где $t_з$ — время, соответствующее точке A на переходной характеристике системы $h(t)$ (см. рис. 2-3). В качестве точки A берется обычно точка максимальной крутизны переходной характеристики или точка этой характеристики, соответствующая уровню 0,5.

в) Влияние инерционности системы на точность наведения

Для количественной оценки влияния инерционности системы управления на точность наведения рассмотрим наиболее опасный случай — наведение ракеты на самолет, совершающий резкий маневр при приближении к нему ракеты. Для этого обратимся к рис. 2-7, на котором изображены

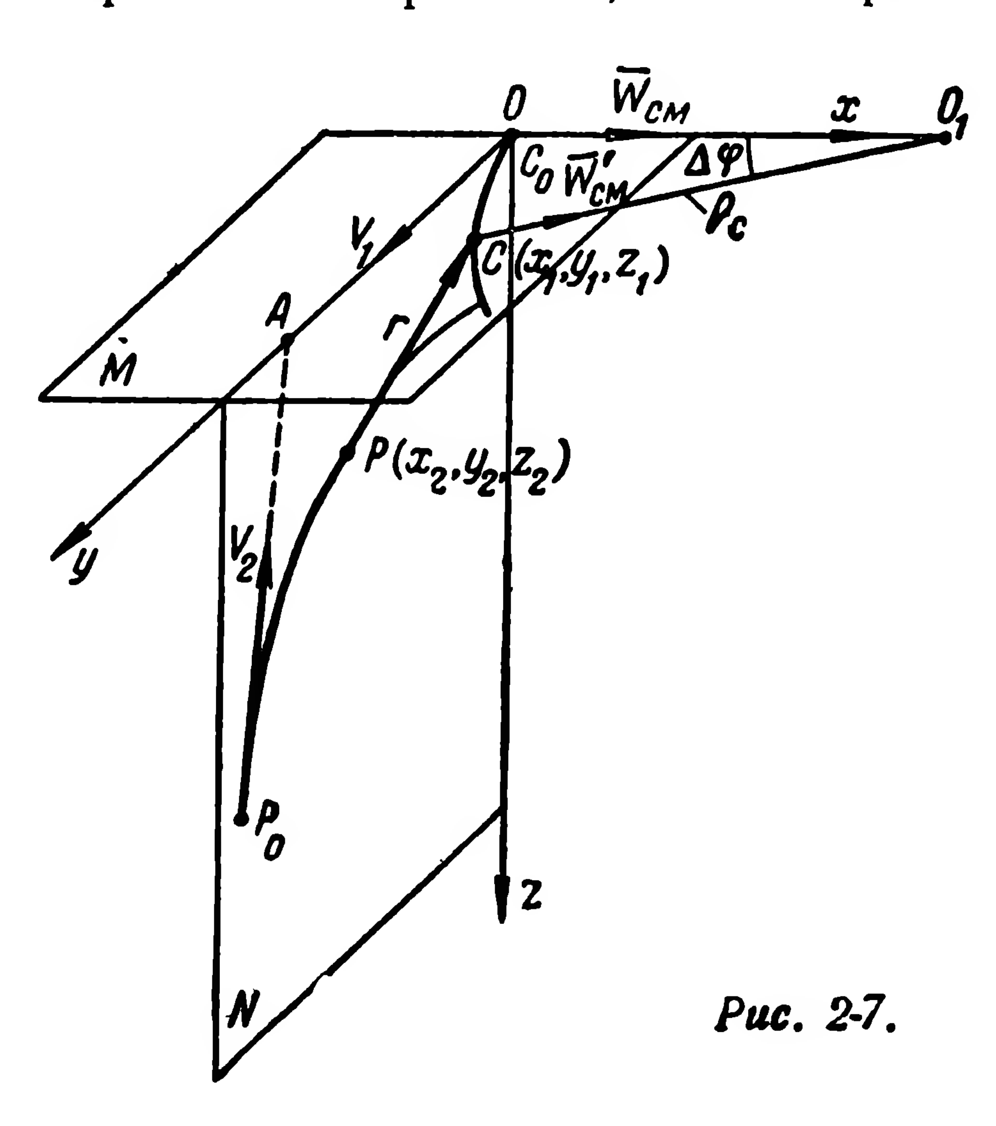


Рис. 2-7.

движения самолета и ракеты. Пусть до момента $t=0$ самолет летел прямолинейно вдоль горизонтальной оси y с постоянной скоростью $\overline{V}_1$. Ракета в течение этого времени ($t \leqslant 0$) наводилась в упрежденную точку встречи A и летела вдоль прямой P_0A, расположенной в вертикальной плоскости N, со скоростью V_2. В момент $t=0$ самолет и ракета находились в точках C_0 и P_0 соответственно.

Если бы при $t>0$ самолет продолжал лететь с неизменной скоростью $\overline{V}_1$, то ракета и цель встретились бы в точке A (предполагается, что $V_2=\text{const}$), но в действительности самолет в момент $t=0$ начал совершать маневр, отклоняясь в сторону от оси y. Нетрудно убедиться, что наиболее опасным будет такой маневр, при котором самолет начнет искривлять свою траекторию в плоскости, перпендикулярной плоскости N, т. е. в данном случае в горизонтальной плоскости M.

Поэтому предположим, что в момент $t=0$ самолет развил мгновенно максимальное нормальное ускорение $\overline{W}_{см}$, направленное при $t=0$ вдоль оси x, и под действием постоянного по величине нормального ускорения начал заворачивать по дуге окружности C_0C, расположенной в горизонтальной плоскости M и имеющей радиус ρ_C.

В течение интервала Δt после начала маневра вектор нормального ускорения $\overline{W}_{см}$ повернется на угол

$$\Delta\varphi=\omega\Delta t=\frac{W_{см}}{V_1}\Delta t. \qquad (2\text{-}11)$$

Если принять $\omega \leqslant 15°/сек$, то при $\Delta t \leqslant 3$ *сек* будет $\Delta\varphi<45°$ и

$$W_{cx}=W_{см}\cos\varphi \approx W_{см}, \qquad (2\text{-}12)$$

т. е. можно в первом приближении полагать, что в течение нескольких секунд ($\Delta t \leqslant 3$ *сек*) вдоль оси x действует полное ускорение $W_{см}$ Поэтому можно считать, что с момента начала маневра абсцисса самолета x_1 возрастает по закону

$$x_1 \approx \frac{W_{см}\,t^2}{2}, \qquad (2\text{-}13)$$

при $$t \leqslant 3 \text{ сек}. \qquad (2\text{-}14)$$

Для преследования цели ракета должна также получить некоторое ускорение W_{px} вдоль оси x.

По аналогии с соотношением (2-12) можно доказать, что при $t \leqslant 3$ *сек* будет $W_{px} \approx W_{pм}$, где $W_{pм}$ — максимальное нормальное ускорение ракеты.

Вследствие запаздывания в управлении ракета разовьет максимальное ускорение $W_{pм}$ с некоторым эквивалентным запаздыванием τ. Поэтому абсцисса ракеты x_2 будет изменяться по закону

$$\left.\begin{array}{c} x_2 \approx \dfrac{W_{pм}(t-\tau)^2}{2} \\ \text{при } t \geqslant \tau \end{array}\right\} \qquad (2\text{-}15)$$

(при $t < \tau$ будет $x_2 = 0$).

Разность абсцисс ракеты и цели равна (при $t \geqslant \tau$):

$$\Delta x = x_1 - x_2 \approx \frac{W_{cм} t^2}{2} - \frac{W_{pм}(t-\tau)^2}{2}. \qquad (2\text{-}16)$$

Расстояние между ракетой и целью (см. рис. 2-7)

$$r = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2},$$

где $\Delta y = y_1 - y_2$; $\Delta z = z_1 - z_2$.

Расстояние r будет минимальным, когда ракета будет близка к плоскости $z = 0$, поэтому

$$d = r_{мин} \approx \sqrt{\Delta x_0^2 + \Delta y_0^2},$$

где Δx_0 и Δy_0 — значения разностей Δx и Δy при $z_2 = z_1 = 0$. Так как мы рассматриваем случай, когда ошибка вызывается появлением ускорения $\overline{W_c}$, направленного примерно вдоль оси x, то можно считать, что ошибка Δx_0 будет больше ошибки Δy_0.

Поэтому

$$d \approx \Delta x_0,$$

или

$$d = \frac{W_{cм} t_в^2}{2} - \frac{W_{pм}(t_в - \tau)^2}{2}, \qquad (2\text{-}17)$$

(при $t_в \geqslant \tau$),

где $t_в$ — время от начала маневра ($t = 0$) до момента «встречи», т. е. до момента пересечения ракетой плоскости M.

Полагая $\frac{d(d)}{dt_в}=0$, найдем, что ошибка d получается максимальной при

$$t_{в\cdot кр}=\frac{\tau}{1-\frac{W_{см}}{W_{рм}}}. \qquad (2\text{-}18)$$

При этом ошибка равна:

$$d_{макс}=\frac{W_{см}\tau^2}{2\left(1-\frac{W_{см}}{W_{рм}}\right)}. \qquad (2\text{-}19)$$

Из формулы (2-19) следует, что во избежание резкого увеличения ошибки $d_{макс}$ следует брать $W_{рм} \geqslant 2W_{см}$: Но для современных самолетов $W_{см} \approx 4 \div 5g$, а для ракет, как указывалось выше, желательно иметь $W_{рм} \leqslant 10g$. Поэтому оптимальным будет следующее соотношение между максимальными ускорениями ракеты и цели:

$$W_{рм} \approx 2W_{см} \qquad (2\text{-}20)$$

При этом согласно формуле (2-19) получается

$$d_{макс} \approx W_{см}\tau^2. \qquad (2\text{-}19')$$

При $W_{см}=5g$ и $\tau \approx 1 \div 1{,}5$ *сек* будет $d_{макс} \approx 50 \div 100$ *м* Из этих чисел видно, что во всяком случае желательно обеспечить $\tau \leqslant 1$ *сек*. При $\tau \leqslant 1$ *сек* и $W_{рм} \approx 2W_{см}$ получаем из формулы (2-18), что $t_{в\,кр} \leqslant 2$ *сек*, т. е. наиболее опасным (с точки зрения влияния запаздывания τ) является такой маневр цели, который происходит за 1—2 *сек* до встречи.

В начале анализа было сделано допущение, что в рассматриваемом интервале времени получается $t \leqslant 3$ *сек*; в конце же этого анализа было найдено, что в практически наиболее интересных случаях $t \leqslant 2$ *сек*. Следовательно, сделанное выше допущение является законным. Однако следует отметить, что приведенный выше анализ является весьма ориентировочным в силу ряда принятых идеализаций. Одним из наиболее грубых упрощений было предположение, что цель развивает максимальное ускорение $W_{см}$ мгновенно. Значительно бóльшим приближением к реаль-

ности будет предположение, что ускорение цели изменяется по закону, изображенному на рис. 2-8:

при $t \leqslant t_1$ ускорение нарастает линейно по закону

$$W_c = W_{см} \frac{t}{t_1};$$

при $t \geqslant t_1$

$$W_c = W_{см} = \text{const}.$$

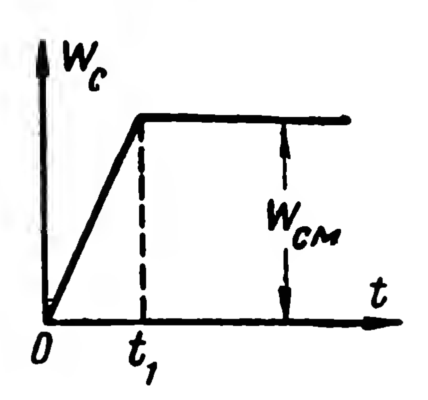


Рис. 2-8.

Предположим, что ускорение цели изменяется по такому закону, а абсцисса ракеты по-прежнему изменяется по закону (2-15). Тогда, производя аналогичные, но более громоздкие вычисления, получим следующие соотношения.

Максимальная ошибка, вызываемая маневром, равна:

$$d_{макс} = \frac{W_{см}}{2\left(1 - \frac{W_{см}}{W_{рм}}\right)} \left[\tau^2 - t_1\tau + \frac{t_1^2}{3}\left(1 - \frac{W_{см}}{4W_{рм}}\right)\right]. \qquad (2\text{-}21)$$

Такая ошибка получается, если маневр цели возникает за время $t_{в.кр}$ до встречи ракеты с целью, где

$$t_{в\,кр} = \frac{\tau - \frac{W_{см}}{2W_{рм}} t_1}{1 - \frac{W_{см}}{W_{рм}}}. \qquad (2\text{-}22)$$

Формулы (2-21) и (2-22) выведены в предположении, что $t_{в\,кр} \geqslant t_1$, т. е. при

$$t_1 \leqslant \frac{\tau}{1 - \frac{W_{см}}{2W_{рм}}} \qquad (2\text{-}23)$$

Для наиболее интересного случая, когда $W_{рм} \approx 2W_{см}$, эти соотношения упрощаются и принимают вид:

$$d_{макс} \approx W_{см}\left(\tau^2 - t_1\tau + \frac{1}{3} t_1^2\right) \qquad (2\text{-}21')$$

при

$$t_{в\,кр} = 2\tau - \frac{t_1}{2}. \qquad (2\text{-}22')$$

Эти соотношения справедливы при

$$t_1 \leqslant \frac{4}{3}\tau. \qquad (2\text{-}23')$$

Чем больше t_1 $\left(\text{при } t_1 \leqslant \frac{4}{3}\tau\right)$, т. е. чем медленнее нарастает ускорение цели, тем меньше ошибка $d_{макс}$.

При $t_1 \approx \tau$ получается

$$\left.\begin{aligned} d_{макс} &\approx \frac{W_{см}\tau^2}{3}; \\ t_{в\,кр} &\approx 1{,}5\tau. \end{aligned}\right\} \qquad (2\text{-}24)$$

Так как плавное нарастание ускорения цели в течение интервала 0,5 — 1,5 *сек* является более реальным, чем скачкообразное, то ориентировочную оценку ошибки при маневре можно производить по формулам (2-21), (2-21') и (2-24). Эти формулы показывают, что при наведении на самолеты допустимое запаздывание

$$\tau \leqslant 1 \div 1{,}5 \text{ сек.} \qquad (2\text{-}25)$$

Из соотношений (2-11) и (2-25) следует, что допустимое в этих случаях время установления

$$t_y \leqslant 1{,}5 \div 2 \text{ сек.} \qquad (2\text{-}26)$$

г) Влияние приборных ошибок

К приборным ошибкам относятся те компоненты результирующей ошибки наведения, которые вызываются несовершенством аппаратуры управления (за исключением ошибок, вызываемых инерционностью действия аппаратуры и отнесенных к описанным выше ошибкам за счет инерционности управления).

Сюда же могут быть отнесены ошибки, вызываемые действием естественных помех, неизбежно присущих данной аппаратуре управления (например ошибки, создаваемые флуктуациями электронов в радиоприемных устройствах; ошибки, вызываемые пульсациями эффективного отражающего сечения цели, вибрациями антенных систем и т. п.).

Приборные ошибки весьма разнообразны по характеру и величине, и отдельные их компоненты имеют различное удельное значение для разных систем и методов управле-

ния. Поэтому требования к приборным ошибкам могут быть сформулированы лишь в каждом конкретном случае. Некоторые примеры таких требований даны ниже.

2-3. РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Управляемые снаряды должны поражать как одиночные, так и групповые цели (группы самолетов, кораблей и т. п.).

При стрельбе по групповой цели большое значение имеет разрешающая способность системы управления.

Как известно, разрешающей способностью системы называется такое минимальное расстояние между двумя целями Δx, при котором они воспринимаются этой системой еще раздельно и, следовательно, возможно наведение снаряда на одну из целей независимо от наличия второй цели.

Результирующая разрешающая способность Δx определяется практически разрешающей способностью по дальности Δr (рис. 2-9) и разрешающей способностью по углу $\Delta\varphi$.

Из рис. 2-9 следует, что Δx, Δr и $\Delta\varphi$ связаны следующими соотношениями:

$$\left.\begin{aligned} \Delta x &\geqslant \Delta r; \\ \Delta x &\geqslant r\Delta\varphi; \\ \Delta x &\leqslant \sqrt{\Delta r^2 + (r\Delta\varphi)^2}. \end{aligned}\right\} \qquad (2\text{-}27)$$

На больших расстояниях до цели

$$\Delta x \approx r\Delta\varphi. \qquad (2\text{-}27')$$

Рис. 2-9.

Чем меньше Δx, тем выше разрешающая способность. Управление снарядом производится на основе использования сигналов, излучаемых или отражаемых целями. Поэтому, если разрешающая способность невысока и в пределы объема Δv (рис. 2-9) попадает несколько целей, то действие системы управления будет зависеть в первую очередь от соотношения интенсивностей сигналов, отражаемых (или излучаемых) этими целями.

а) Если интенсивность сигнала, отражаемого одной из целей, значительно превышает интенсивность сигналов, отражаемых всеми остальными целями, то мешающее действие слабых сигналов будет незначительным, и снаряд будет наводиться на цель, отражающую сильный сигнал.

б) Если сигналы, отражаемые всеми целями, сравнимы по величине, то будет иметь место взаимодействие нескольких сигналов и нормальная работа системы управления нарушится.

Предсказать, к чему приведет это нарушение нормального управления, в общем случае весьма трудно, так как движение снаряда будет зависеть от количества и вида целей, характера движения этих целей, особенностей данной системы управления и ряда других факторов. Анализ конкретных случаев показывает, что в ряде случаев снаряд будет наводиться примерно в центр «тяжести» группы целей (под «тяжестью» здесь подразумевается интенсивность сигнала, отражаемого или излучаемого целью).

Однако возможны и такие наиболее неблагоприятные случаи, когда будут происходить полное нарушение управления и резкое отклонение снаряда в сторону от группы целей. Таким образом, при наведении снаряда на групповую цель системой управления, имеющей недостаточную разрешающую способность, возможны следующие характерные случаи:

1. Снаряд наводится нормально на одну из целей, т. е. с такой же эффективной ошибкой $d_{эф}$, какая имела бы место при отсутствии других целей (этот случай имеет место, если сигнал, отражаемый этой целью, резко превышает по интенсивности сигналы, отражаемые остальными целями).

2. Снаряд наводится на центр «тяжести» группы целей примерно с той же ошибкой $d_{эф}$, с какой он наводился бы на одиночную цель.

3. Вследствие резкого возрастания ошибки наведения снаряд не наводится ни на центр тяжести группы целей, ни на какую-либо из этих целей.

Очевидно, что в последнем случае вероятность поражения цели будет резко падать по сравнению со случаем одиночной цели.

Во втором случае вероятность поражения также будет резко уменьшаться, если разрешающая способность настолько низка, что не различаются даже такие цели, расстояние d_{12} между которыми значительно превышает эффективную ошибку системы $d_{эф}$.

Действительно, пусть система управления наводит ракету на центр тяжести O двух одинаковых целей C_1 и C_2 (рис. 2-10) с эффективной ошибкой $d_{эф}$, причем расстояние

d_{12} между целями таково, что выполняется соотношение $d_{12} \gg d_{эф}$. Тогда вероятность того, что ракета пролетит достаточно близко от одной из целей (т. е. на расстоянии, меньшем или порядка $d_{эф}$), будет ничтожно мала и, следовательно, вероятность поражения цели также будет весьма мала. (Здесь предполагается, что радиус поражающего действия снаряда является величиной того же порядка, что и ошибка наведения на одиночную цель $d_{эф}$, так как этот случай является наиболее характерным для управляемых снарядов и бомб).

Из сказанного выше следует, что во избежание резкого снижения вероятности поражения цели при наличии групповой цели разрешающая способность системы управления Δx должна быть по крайней мере величиной того же порядка, что и ошибка наведения на одиночную цель $d_{эф}$, т. е. должно выполняться соотношение

$$\Delta x \leqslant 1 \div 2d_{эф}. \qquad (2\text{-}28)$$

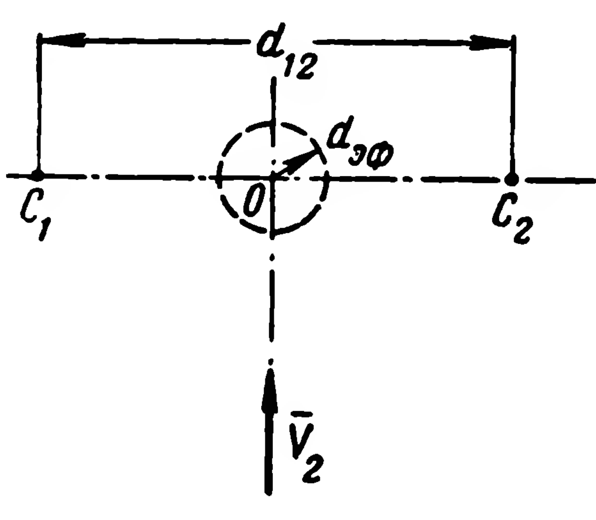


Рис. 2-10.

Из формулы (2-28) следует, что требуемая разрешающая способность Δx зависит от требуемой точности $d_{эф}$. Выше указывалось, что допустимая ошибка $d_{эф}$ в ряде случаев равняется нескольким единицам или десяткам метров. Поэтому требуемая разрешающая способность Δx также может равняться нескольким десяткам метров.

Однако на современном уровне развития радиотехники далеко не всегда удается обеспечить такую высокую разрешающую способность. Действительно, из формулы (2-27′) следует, что требуемая угловая разрешающая способность равна

$$\Delta\varphi \approx \frac{\Delta x}{r}. \qquad (2\text{-}29)$$

При $\Delta x \approx 50$ *м* и $r \approx 50$ *км* требуется

$$\Delta\varphi \approx 1_{тд} = 3{,}6'. \qquad (2\text{-}30)$$

Столь высокую угловую разрешающую способность не

имеет большинство современных радиотехнических приборов управления. Поэтому повышение угловой разрешающей способности является одной из основных проблем радиоуправления.

2-4. ВЛИЯНИЕ ВЕСА БОЕВОГО ЗАРЯДА И ХАРАКТЕРА ЕГО ДЕЙСТВИЯ

Снаряд может поражать цель прямым попаданием, осколками или взрывной волной. Вероятность прямого попадания невелика, особенно при мелких целях. Поэтому в большинстве случаев поражение цели будет производиться осколками или взрывной волной.

Очевидно, что при заданном виде боевого вещества вероятность поражения увеличивается с увеличением веса Q этого вещества.

Уменьшение ошибки наведения $d_{эф}$ увеличивает вероятность поражения более резко, чем увеличение веса боевого заряда Q.

Поэтому применение управления, уменьшающего ошибку $d_{эф}$, целесообразно даже с учетом того, что постановка на борту снаряда аппаратуры управления может потребовать некоторого уменьшения веса Q боевого вещества (при заданном общем весе снаряда).

Однако если бортовая аппаратура управления окажется настолько тяжелой и большой по габаритам, что потребует резкого уменьшения веса боевого заряда, то выигрыш, даваемый уменьшением ошибки $d_{эф}$, может сказаться полностью или в большой степени нейтрализованным уменьшением веса Q. Применение такой аппаратуры управления будет совершенно нецелесообразно, особенно если учесть ее сложность, стоимость и подверженность действию помех. Поэтому малые веса и габариты бортовой аппаратуры управления являются одним из основных условий целесообразности применения этой аппаратуры.

2-5. ЭФФЕКТИВНОСТЬ ВЗРЫВАТЕЛЯ

Так как вероятность прямого попадания снаряда в цель мала, особенно при поражении воздушных целей, то взрыв управляемых снарядов должен осуществляться, как правило, неконтактным взрывателем.

Такой взрыватель вызывает взрыв снаряда на некотором расстоянии от цели. Будем называть **идеальным**

взрывателем такой взрыватель, который обеспечивает взрыв в наивыгоднейший момент для любого возможного значения ошибки наведения d (т. е. для любой возможной траектории снаряда в системе координат, связанной с целью).

Пусть в этом случае вероятность поражения цели будет равна p_u.

Очевидно, ни один реальный взрыватель не может обеспечить такой идеальной работы, и в ряде случаев взрыв будет происходить не в наивыгоднейший момент. Поэтому реальная вероятность поражения p будет всегда меньше идеальной вероятности p_u.

Отношение

$$\gamma = \frac{p}{p_u} 100\% \qquad (2\text{-}31)$$

будем называть эффективностью взрывателя. Для идеального взрывателя $\gamma = 100\%$.

Эффективность взрывателя показывает, во сколько раз уменьшается вероятность поражения цели за счет неидеальности взрывателя:

$$p = \frac{\gamma}{100} p_u. \qquad (2\text{-}32)$$

Так как в дальнейшем рассматриваются только вопросы управления, то всюду, где этого особо не оговаривается, принимается, что эффективность взрывателя равна 100%, т. е.

$$p = p_u. \qquad (2\text{-}33)$$

2-6. НАДЕЖНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ АППАРАТУРЫ

При отсутствии помех нарушение нормальной работы аппаратуры управления может вызываться следующими причинами:

1) изменением метеорологических условий (температуры, давления, влажности);

2) вибрациями корпуса ракеты;

3) наличием продольных и поперечных ускорений ракеты (при старте возникают продольные ускорения до $10 \div 15\ g$, а при искривлении траектории ракеты — поперечные ускорения до $10\ g$);

4) тряской при транспортировке и установке;

5) недостаточным качеством отдельных элементов сложного комплекса всей аппаратуры управления (нарушением контактов реле, переключателей, нарушением нор-

мальной работы электронных ламп, вращающихся сочленений и т. п.);

6) старением элементов аппаратуры в процессе ее предварительного хранения.

В особо тяжелых условиях работает бортовая аппаратура управления.

Повышение надежности действия системы управления в целом является одним из наиболее важных и сложных требований. Для выполнения этого требования необходимо принимать все возможные меры к упрощению системы управления, улучшению ее конструкции и повышению качества материалов, деталей и узлов, а также применять, там где это допустимо, предстартовый контроль аппаратуры.

Помимо перечисленных выше факторов, нарушение нормальной работы системы управления может вызываться действием всевозможных помех.

Помехи радиоуправлению можно разбить на два основных класса:

1. Неорганизованные помехи.
2. Организованные помехи.

Организованными помехами будем называть помехи, создаваемые противником, а неорганизованными — остальные.

К неорганизованным помехам относятся:

а) помехи от собственных радиостанций (от наземных, морских и самолетных радиолокаторов, соседних пунктов радиоуправления и др.);

б) промышленные помехи (помехи от электроприборов, установленных на земле и на ракете, от реактивного двигателя и др.);

в) естественные помехи (флуктуации электронов в лампах и контурах радиоприемных устройств, пульсации сигнала, отраженного от цели, атмосферные помехи, влияние земли и местных предметов на распространение радиоволн и др.).

Большинство источников неорганизованных помех действует непрерывно, поэтому защита системы управления от действия всех перечисленных выше помех совершенно необходима.

Решение этой сложной задачи облегчается двумя обстоятельствами:

1. Характер и интенсивность большинства источников неорганизованных помех известны еще до разработки аппаратуры управления и их действие может быть учтено при проектировании системы управления.

2. Ослабление действия помех от собственных радиостанций и промышленных помех может быть достигнуто не только введением элементов защиты в разрабатываемую аппаратуру управления, но и путем соответствующих защитных мер в самих источниках помех (разнос частот и мест расположения мешающих радиостанций, ослабление мешающего излучения электроприборов и т. п.).

Значительно сложнее защитить систему управления от действия всевозможных организованных помех.

Известные организованные помехи можно разбить на четыре группы:

1. Защитные противолокационные покрытия, уменьшающие эффективное отражающее сечение цели для радиоволн и тем самым затрудняющие обнаружение цели и определение ее координат.

2. Ложные цели, создаваемые противником для отвлечения управляемых снарядов, наводимых на цель, от истинной цели. Такими ложными целями могут быть выбрасываемые противником ложные отражатели радиоволн (например, металлизированные ленты) или излучатели ложных радиосигналов, близких по характеру к радиосигналам, излучаемым аппаратурой управления.

3. Активные радиопомехи — радиосигналы, посылаемые противником для «забивания» радиоканала системы управления или создания ложных радиокоманд.

4. Встречные управляемые снаряды, предназначенные для уничтожения пункта управления или управляемого снаряда.

Так, например, противник может выпустить встречный снаряд с пассивной радиолокационной головкой самонаведения, обеспечивающей автоматическое наведение этого снаряда на наземный или бортовой радиолокатор, используемый в аппаратуре управления.

Кроме того, противник может пытаться уничтожить направляемый на него снаряд обстрелом последнего встречными неуправляемыми снарядами.

Для борьбы с организованными помехами в прошлой войне применялись следующие основные меры:

1. Сокращение времени облучения цели. Эта мера повышает скрытность управления и затрудняет противнику создание помех всех групп (кроме 1-й).

2. Повышение мощности радиосигналов, облучающих цель. Эта мера облегчает защиту от помех 1-й группы и частично от помех 3-й группы, но в то же время она облегчает противнику создание помех 2—4-й групп.

3. Радиомаскировка, т. е. создание большого числа ложных радиопередатчиков, излучающих радиосигналы, настолько похожие на сигналы радиоуправления, что они могут ввести противника в заблуждение, но в то же время настолько отличные от сигналов радиоуправления, чтобы не создать помех управлению.

4. Применение специальных мер защиты в самой аппаратуре управления, в том числе:

а) частое изменение рабочей длины волны;

б) повышение пространственной селекции (применение узких диаграмм направленности при излучении и приеме радиоволн);

в) повышение частотной, временной, амплитудной и других видов селекции радиоканала, т. е. повышение способности радиоканала отделять мешающие сигналы от полезных по различию в их частоте, амплитуде, времени прихода и т. п. путем применения специальных методов построения радиоканала;

г) применение так называемой селекции движущихся целей, т. е. создание аппаратуры, способной отделять истинные цели от ложных по различию их скоростей (ложная цель, выбрасываемая с самолета или корабля противника, обычно быстро теряет скорость и в дальнейшем движется медленнее, чем самолет или корабль).

Обеспечение защиты системы управления от организованных помех является задачей первостепенной важности, ибо при недостаточной помехоустойчивости управляемость снаряда может превратиться из положительного фактора в отрицательный.

Действительно, при плохой защите управляемого снаряда от организованных помех противник может воздействовать на его траекторию и, отклонив снаряд в сторону, спастись от поражения. При обстреле неуправляемыми снарядами противник этого сделать не может. Однако обеспечение надежной защиты от всех возможных организованных помех является весьма сложной задачей. Организованные помехи настолько разнообразны и надежная защи-

та от многих видов помех настолько сложна, что стремление защитить систему управления почти от всех возможных или известных видов помех может привести к резкому усложнению и удорожанию аппаратуры управления.

С другой стороны, вероятность того, что противник сумеет применить против каждого данного снаряда как раз те виды помехи, от которых этот снаряд не защищен, далеко не равна 100%. Так, например, самолеты противника могут обстреливаться обычной зенитной артиллерией, неуправляемыми реактивными снарядами, снарядами, управляемыми по радио различными системами и методами (телеуправлением и самонаведением на разных волнах и различными способами), снарядами, управляемыми тепловой энергией (тепловые головки самонаведения), и т. п. Вероятность того, что каждый самолет противника или даже каждая группа самолетов будут иметь возможность и время создавать эффективные помехи каждому выпускаемому против них управляемому снаряду, далеко не равна 100%. Поэтому, если обеспечение защиты от данного вида помех достигается лишь за счет значительного усложнения и удорожания системы управления, то следует прежде всего выяснить, хотя бы весьма приближенно, будут ли оправданы это усложнение и удорожание соответствующим увеличением вероятности поражения цели.

Таким образом, каждая система управления должна удовлетворять следующим требованиям в отношении защиты от организованных помех:

1. Система должна быть защищена от наиболее вероятных и опасных помех, даже если это значительно усложняет и удорожает аппаратуру. (Под наиболее вероятными понимаются такие помехи, которые противнику проще всего осуществить, а под наиболее опасными — помехи, которые наиболее резко снижают точность наведения снаряда на цель.)

2. Система должна быть защищена от всех помех, защита от которых не требует значительного усложнения и удорожания этой системы.

3. Целесообразность защиты от всех остальных типов помех зависит от соотношения между достигаемым за счет этой защиты увеличением вероятности поражения и требуемым усложнением и удорожанием системы управления.

Защита систем радиоуправления от организованных помех является большой и весьма сложной проблемой, ана-

лиз которой выходит за рамки данной книги. Полное и успешное решение этой проблемы является одной из основных задач в области радиоуправления.

2-7. ВЕРОЯТНОСТЬ ПОРАЖЕНИЯ ПРИ ЗАЛПОВОЙ СТРЕЛЬБЕ ПО ОДИНОЧНОЙ ЦЕЛИ

Применение управления снарядом значительно увеличивает вероятность поражения одиночной цели этим снарядом. Однако во многих случаях эта вероятность может оказаться все же значительно меньше 100%. В этих случаях для увеличения надежности поражения цели можно выпускать по одной и той же цели не один, а несколько снарядов. Выясним, в какой последовательности и сколько снарядов имеет смысл выпускать против одной и той же одиночной цели.

Пусть полетное время снаряда от момента его выпуска до момента взрыва вблизи цели равно t_n, а интервал времени между выпусками двух последовательных снарядов равен Δt.

Будем называть стрельбу залповой, если все n снарядов выпускаются против данной цели за время, меньшее t_n т. е.

$$n\Delta t < t_n. \tag{2-34}$$

Это означает, что последний (n-й) снаряд выпускается еще до того, как первый снаряд долетел до цели.

В частном случае может быть $\Delta t=0$, т. е. все n снарядов выпускаются одновременно. [Строго говоря, термин «залп» относится лишь к случаю, когда $\Delta t=0$, а в более общем случае условие (2-34) означает стрельбу очередями. Однако для краткости мы применяем здесь также термины «залп»].

Стрельбу, при которой $\Delta t > t_n$, будем называть стрельбой с большими интервалами. При такой стрельбе каждый последующий снаряд выпускается лишь после того, как предыдущий снаряд долетел до цели, и лишь в том случае, если стало известно, что предыдущий снаряд не поразил цели. Если предыдущий снаряд поразил данную цель, то последующий снаряд выпускается лишь против другой цели.

Очевидно, что при стрельбе с большими интервалами эффект, даваемый выпуском последующего снаряда, мало

зависит от эффекта, данного предыдущим снарядом, и действие всех n снарядов можно считать взаимонезависимым.

Если снаряды выпускаются с большими интервалами, то вероятность поражения цели каждым из этих снарядов p_0 будет примерно такой же, как если бы по каждой цели выпускалось по одному снаряду. Поэтому при большом числе выстрелов число снарядов, приходящееся в среднем на одну пораженную цель, будет равно

$$A_0 = \frac{1}{p_0} \tag{2-35}$$

и не будет зависеть от числа снарядов n, выпускаемых по каждой цели.

Так, например, если вероятность поражения самолета противника каждым снарядом $p_0=0{,}5$, то на каждый сбитый самолет будет тратиться в среднем (при большом числе выстрелов) по два снаряда, хотя в некоторых случаях по самолету выпускался всего один снаряд, а в некоторых случаях по одному и тому же самолету выпускались, например, три снаряда с большими интервалами (в тех случаях, когда первый и второй снаряды не поражали цели).

Иначе обстоит дело при стрельбе залпами. Здесь многие снаряды могут оказаться выпущенными совершенно напрасно, так как последующие снаряды выпускаются до того, как становятся известными результаты действия первого снаряда: цель может оказаться сбитой первым же снарядом, а выпущены против этой цели будут все n снарядов.

Выясним, сколько будет расходоваться в среднем снарядов на каждую пораженную цель при стрельбе залпами из n снарядов. Вероятность поражения цели первым выпущенным снарядом равна $p_1=p_0$.

Определим, какова будет вероятность p_2 того, что цель окажется пораженной вторым снарядом.

Для того чтобы второй снаряд поразил цель, должны совпасть два независимых события:

Первое — цель не должна быть поражена первым снарядом. Вероятность этого события равна, очевидно, $1-p_0$.

Второе — второй снаряд должен попасть в цель настолько точно, чтобы она могла быть поражена этим снарядом.

Вероятность этого события равна, очевидно, p_0; но известно, что вероятность совпадения двух независимых событий равна произведению вероятностей каждого из этих событий.

Следовательно, вероятность поражения цели вторым снарядом равна:

$$p_2 = (1 - p_0)\,p_0. \tag{2-36}$$

Рассуждая аналогично, найдем вероятность того, что цель будет поражена третьим снарядом залпа:

$$p_3 = (1 - p_0)^2\,p_0. \tag{2-37}$$

Суммарная вероятность того, что цель будет поражена залпом из трех снарядов, равна:

$$p_{13} = p_1 + p_2 + p_3 = p_0\,[1 + (1 - p_0) + (1 - p_0)^2].$$

Аналогично найдем, что вероятность поражения цели залпом из n снарядов равна:

$$p_{1n} = p_0\,[1 + (1 - p_0) + (1 - p_0)^2 + \ldots + (1 - p_0)^{n-1}],$$

т. е.

$$p_{1n} = 1 - (1 - p_0)^n. \tag{2-38}$$

При $n \to \infty$, $p_{1n} \to 1$. На рис. 2-11 приведено семейство кривых, построенное по формуле (2-38)*.

Найдем теперь число снарядов, расходуемое в среднем (при большом числе выстрелов) на каждую пораженную цель, при стрельбе залпами по n снарядов в залпе.

Очевидно, это число равно:

$$A_n = \frac{n}{p_{1n}}, \tag{2-39}$$

где p_{1n} — вероятность поражения цели залпом из n снарядов.

---

* Формулу (2-38) можно получить также следующим путем. Вероятность непоражения цели данным снарядом есть $(1 - p_0)$. Вероятность того, что цель не будет поражена ни одним из снарядов залпа, равна $(1 - p_0)^n$, так как непоражения цели различными снарядами являются независимыми событиями. Следовательно, вероятность p_{1n} того, что цель будет поражена хотя бы одним из n снарядов залпа, равна $1 - (1 - p_0)^n$, что совпадает с (2-38).

Из формул (2-35), (2-38) и (2-39) получаем следующее соотношение:

$$\frac{A_n}{A_0}=\frac{np_0}{p_{1n}}=\frac{np_0}{1-(1-p_0)^n}. \qquad (2\text{-}40)$$

Здесь p_0 — вероятность поражения цели снарядом, если по каждой цели выпускается всего один снаряд (или несколько снарядов, но с большими интервалами); n — число снарядов в залпе.

Отношение $\frac{A_n}{A_0}$ показывает во сколько раз больше снарядов расходуется на поражение цели при стрельбе залпом из n снарядов по сравнению со стрельбой с большими интервалами. По формуле (2-40) построено семейство кривых, изображенное на рис. 2-12.

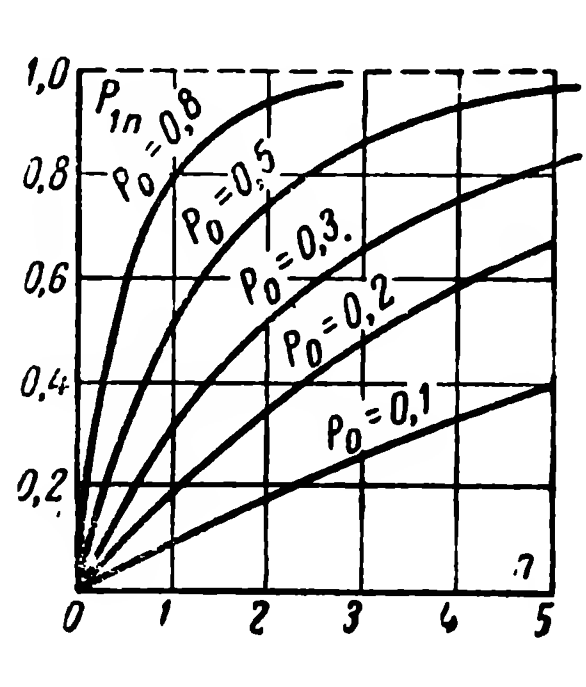


Рис. 2-11.

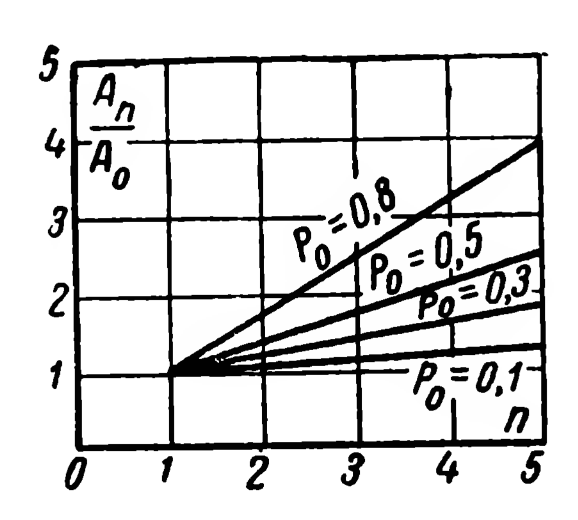


Рис. 2-12.

Из кривых, изображенных на рис. 2-11 и 2-12, можно сделать заключение, что при больших значениях вероятности поражения p_0 стрельба залпами значительно хуже, чем стрельба с большими интервалами, так как требует значительно большего расхода снарядов на каждую пораженную цель. При малой вероятности поражения p_0 стрельба залпами может оказаться выгоднее стрельбы с большими интервалами, так как получающееся при этом небольшое увеличение расхода снарядов на каждую пораженную цель может вполне окупиться возможностью выпустить по данной цели значительно большее число снарядов и тем самым добиться поражения этой цели.

Для иллюстрации рассмотрим два примера.

Пример 1: $p_0=0{,}8$; $t_n=60$ *сек.* Цели — самолеты.

В этом случае при выпуске по каждой цели одного снаряда или нескольких снарядов с интервалами более 60 *сек* (в случае промаха предыдущих снарядов) получается вероятность поражения цели каждым снарядом 80%.

Это означает, что на каждую пораженную цель в среднем будет расходоваться 1,25 снаряда: $A_0=1{,}25$.

Так как интервал между выпусками снарядов должен быть больше 60 *сек* (например, 70—80 *сек*), то при быстро движущейся цели по ней можно будет выпускать с данного пункта управления не более двух-трех снарядов. Однако вероятность поражения цели каждым снарядом настолько велика, что это допустимо.

Если стрелять залпом из трех снарядов того же типа ($n=3$), то вероятность сбития цели каждым залпом p_{1n} будет равна 99%, но расход снарядов на каждую пораженную цель увеличится в 2,5 раза.

Учитывая сравнительно большую стоимость управляемых снарядов, применение в разобранном примере залповой стрельбы может в ряде случаев оказаться нецелесообразным.

Пример 2: $p_0=0{,}1$; $t_n=60$ *сек*. Цель — самолет.

При стрельбе с большими интервалами удается выпускать по данной цели не более двух-трех снарядов, и вероятность ее поражения будет мала ($\leqslant 30\%$), т. е. в большинстве случаев цель будет пролетать мимо данного пункта управления непораженной. Достаточно большая вероятность поражения цели будет достигаться лишь в тех случаях, когда цель встретит на своем пути несколько батарей, стреляющих управляемыми снарядами. При стрельбе залпами по пять снарядов в залпе (например, с интервалами 12—15 *сек*) вероятность поражения самолета каждым залпом p_{1n} будет равна 40% (рис. 2-11). Так как можно успеть произвести два-три залпа (в случае промахов предыдущих залпов), то вероятность сбития самолета данной батареей будет достаточно велика. Увеличение же расхода снарядов вследствие применения залповой стрельбы будет сравнительно невелико: 23% (рис. 2-12). Очевидно, в данном примере применение залповой стрельбыть может вполне целесообразным.

Выводы: 1. Преимуществом залповой стрельбы является скорострельность, недостатком — больший расход снарядов на каждую пораженную цель.

2. Чем больше вероятность поражения цели одиночным снарядом p_0, тем меньше преимущества залповой стрельбы и тем больше ее недостатки.

3. Чем больше вероятность поражения p_0, тем меньше должно быть число снарядов в залпе.

4. При больших значениях вероятности поражения ($p_0 \geqslant 70 \div 80\%$) залповая стрельба может в ряде случаев оказаться нецелесообразной.

ГЛАВА ТРЕТЬЯ

МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ

3-1. ОБЩИЕ СООТНОШЕНИЯ

В настоящее время широко известными являются следующие методы наведения ракеты на движущуюся цель:

1. Метод погонной кривой.
2. Метод накрытия цели.
3. Упрежденные методы.

Для характеристики этих методов обратимся к рис. 3-1. На этом рисунке изображены расположения ракеты *P*, цели *C* и командного пункта *O* в произвольный момент времени.

Цель имеет скорость $\overline{V}_1$, а ракета $\overline{V}_2$;

$\overline{r}_c$ — радиус-вектор цели относительно *КП*;

$\overline{r}$ — радиус-вектор цели относительно ракеты (линия цели);

$\overline{r}_p$ — радиус-вектор ракеты относительно *КП*;

$\beta = (\widehat{\overline{r}, \overline{V}_2})$ — угол упреждения;

$$\alpha = (\widehat{-\overline{r}, \overline{V}_1}).$$

Методом погонной кривой (кривой преследования) называется такой метод наведения, при котором вектор скорости ракеты $\overline{V}_2$ в каждый момент времени направлен точно на цель, т. е. угол упреждения равен нулю:

$$\beta = 0. \qquad (3\text{-}1)$$

Методом накрытия цели называется такой метод наведения, при котором в каждый момент времени ракета находится на прямой *КП* — цель.

Следовательно, при методе накрытия цели

$$\psi = (\widehat{\overline{r}_c, \overline{r}_p}) = 0. \qquad (3\text{-}2)$$

Так как при этом методе в любой момент времени три характерные точки — *КП*, ракета и цель — находятся на одной прямой, то метод накрытия цели называют иногда трехточечным методом.

Упрежденные методы могут осуществляться по различным принципам.

Наиболее распространенными и характерными являются следующие упрежденные методы:

а) Метод постоянного угла упреждения.

б) Метод последовательных упреждений.

Методом постоянного угла упреждения называется такой метод наведения, при котором в течение всего полета ракеты поддерживается постоянство угла упреждения:

$$\beta = \beta_н = \text{const}, \qquad (3\text{-}3)$$

где $\beta_н$ — угол упреждения, установленный в начале наведения.

Методом последовательных упреждений (ПУ) называется такой метод, при котором в любой момент времени вектор скорости ракеты $\bar{V}_2$ направлен в упрежденную точку встречи A, соответствующую этому моменту времени. (Этот метод часто называют также методом параллельного сближения по причинам, объясняемым ниже — см. стр. 82).

Упрежденной точкой встречи A называется такая точка, в которой ракета встретилась бы с целью, если бы

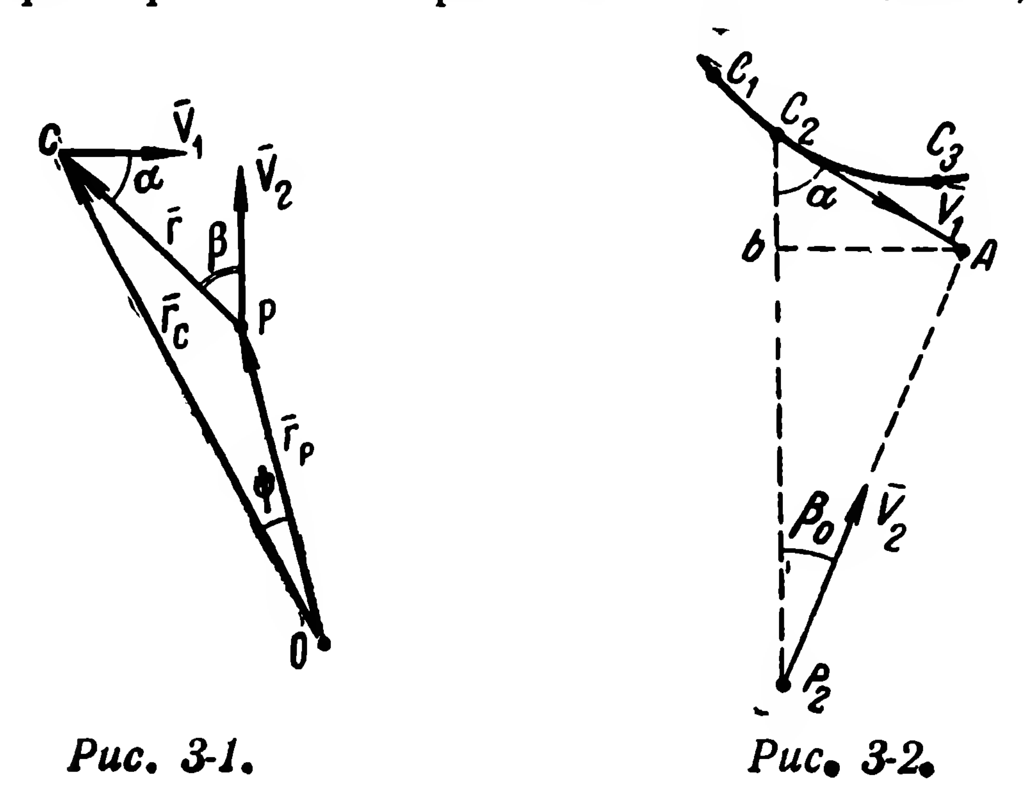


Рис. 3-1. *Рис. 3-2.*

в дальнейшем векторы скорости $\bar{V}_1$ и $\bar{V}_2$ оставались неизменными, т. е. цель и ракета летели бы в дальнейшем прямолинейно и равномерно.

Пусть цель летит по произвольной траектории $C_1C_2C_3$ и в момент t находится в точке C_2, а ракета в этот момент находится в точке P_2 (рис. 3-2). Тогда в соответствии с рис. 3-2 упрежденная точка A, соответствующая моменту t, найдется из условия

$$\Delta t_1 = \Delta t_2,$$

где $\Delta t_1 = \frac{\overline{C_2A}}{V_1}$ и $\Delta t_2 = \frac{\overline{P_2A}}{V_2}$ — времена полета цели и ракеты до точки встречи.

Следовательно, условие идеального упреждения имеет вид:

$$\frac{\overline{C_2A}}{V_1} = \frac{\overline{P_2A}}{V_2}. \qquad (3\text{-}4)$$

Но из рис. 3-2 следует, что $Ab = \overline{C_2A} \sin\alpha = \overline{P_2A} \sin\beta$. Поэтому условие идеального упреждения принимает вид:

$$\sin\beta_0 = \frac{V_1}{V_2} \sin\alpha. \qquad (3\text{-}5)$$

Угол β_0, соответствующий идеальному упреждению, называется углом идеального упреждения.

Следовательно, при наведении по методу ПУ (методу последовательных упреждений) в любой момент времени должно выполняться условие

$$\beta = \beta_0. \qquad (3\text{-}6)$$

Если цель летит по криволинейной траектории, то угол α непрерывно меняется и угол упреждения β также непрерывно изменяется в соответствии с формулой (3-5). Поэтому данный метод и называется методом последовательных (непрерывных) упреждений.

Если цель летит прямолинейно и отношение скоростей $\frac{V_1}{V_2}$ остается неизменным (в частности, если $V_1=\text{const}$ и $V_2=\text{const}$), то, как следует из (3-5), угол упреждения β не меняется и, следовательно, ракета также летит по прямой (рис. 3-3).

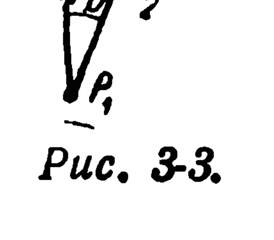


Рис. 3-3.

Различным методам наведения соответствуют различная форма траектории (различная кривизна траектории) и разная степень сложности осуществления. Одни методы наиболее пригодны для самонаведения, другие — для телеуправления. В данной главе приведен краткий кинематический анализ различных методов наведения, а в следующих главах рассмотрены области применения и способы осуществления этих методов.

При кинематическом анализе для простоты полагается, что траектории ракеты и цели являются плоскими кривыми, расположенными в одной плоскости.

3-2. НАВЕДЕНИЕ ПО ПОГОННОЙ КРИВОЙ

Аналитические выражения для формы траектории ракеты при наведении по погонной кривой на произвольно движущуюся цель сложны и громоздки, графическое же

построение траектории не представляет никаких затруднений.

Метод графического построения погонной кривой дан на рис. 3-4. Заданными величинами являются траектория цели $C_0C_к$, отношение скоростей цели и ракеты $\varepsilon = \frac{V_1}{V_2}$ и точки расположения цели и ракеты в момент начала наведения (точки C_0 и P_0 соответственно).

Для построения траектории ракеты разбиваем траекторию цели на ряд малых участков: $\overline{C_0C_1}$, $\overline{C_1C_2}$, $\overline{C_2C_3}$ и т. д. Так как участок $\overline{C_0C_1}$ мал, то можно считать, что во время движения цели по этому участку $(t_1 - t_0)$ ракета движется по направлению $\overline{P_0C_0}$ (так как скорость V_2 направлена на цель) и проходит путь $\overline{P_0P_1} = \overline{C_0C_1}\frac{V_2}{V_1} = \frac{\overline{C_0C_1}}{\varepsilon}$. Поэтому, откладывая отрезок $\overline{P_0P_1}$, находим точку P_1, в которой ракета окажется в момент t_1 (на рис. 3-4 принято $\frac{V_2}{V_1} = 2$). Так как вектор $\overline{V_2}$ в каждый момент времени должен быть направлен на цель, то в момент t_1 он будет направлен по прямой P_1C_1. Поэтому, когда цель пройдет путь $\overline{C_1C_2}$, ракета пройдет путь $\overline{P_1P_2} = \frac{\overline{C_1C_2}}{\varepsilon}$. Откладывая этот отрезок на направлении $\overline{P_1C_1}$, находим точку P_2, в которой ракета окажется в момент t_2. Продолжая аналогичные построения, находим, что траектория ракеты проходит через точки P_0, P_1, P_2, P_3, P_4 и т. д.

Чем меньше выбраны отрезки $\overline{C_0C_1}$, $\overline{C_1C_2}$, $\overline{C_2C_3}$ и т. д., тем точнее будет построение. По мере приближения к точке встречи целесообразно уменьшать величину этих отрезков.

Кривизна погонной кривой может быть выражена аналитически сравнительно просто при прямолинейном и равномерном движении цели.

Здесь характерны следующие два случая.

Первый случай: $\varepsilon = \frac{V_1}{V_2} < \frac{1}{2}$ (медленные цели).

Второй случай: $\varepsilon \geqslant \frac{1}{2}$ (быстрые цели).

В первом случае $\left(\varepsilon < \frac{1}{2}\right)$ кривизна траектории K

растет по мере приближения ракеты к точке встречи и в точке встречи стремится к бесконечности. Это означает, что радиус кривизны $\rho = \frac{1}{K}$ в точке встречи стремится к нулю (рис. 3-5,*а*). Следовательно,

$$\text{при } \varepsilon \geqslant \frac{1}{2} \text{ получается } K_{макс} = \infty. \qquad (3\text{-}7)$$

Во втором случае $\left(\varepsilon \geqslant \frac{1}{2}\right)$ при стрельбе навстречу $\left(\alpha < \frac{\pi}{2}\right)$ ракета в конце траектории всегда заворачивает и атакует цель в хвост (рис. 3-5,*б*).

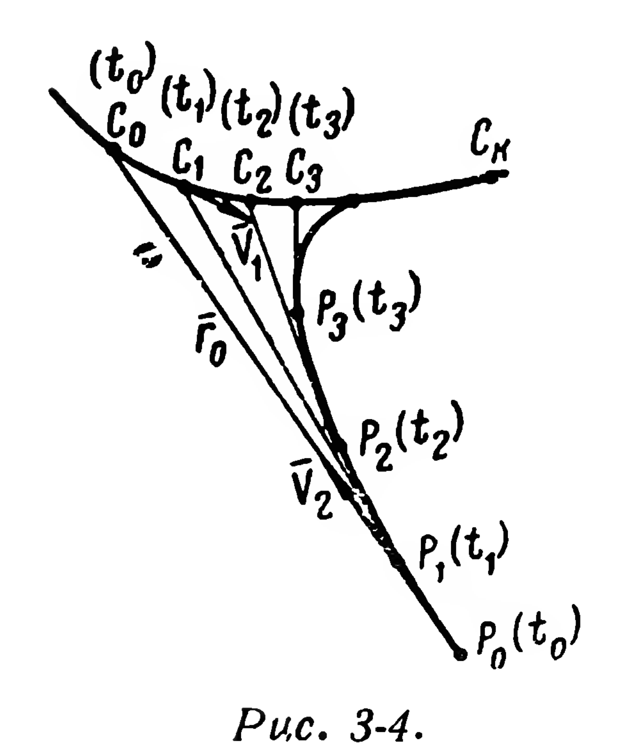


Рис. 3-4.

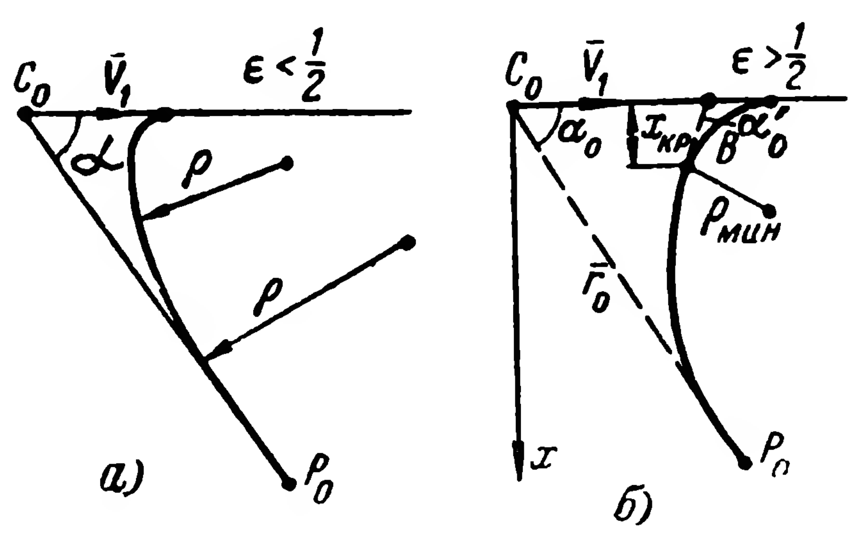


Рис. 3-5.

В этом случае при сближении ракеты с целью кривизна траектории сначала возрастает, достигает в некоторой точке B максимума (при $x = x_{кр}$), а затем снова убывает (рис. 3-5,*б*). Поперечное ускорение, которое должна развивать ракета для следования по погонной кривой, равно:

$$W_p = V_2^2 K; \qquad (3\text{-}8)$$

при $\varepsilon \leqslant \frac{1}{2}$ получается $K_{макс} = \infty$ и $W_{p\,макс} = \infty$. Так как ракета не может развивать такого ускорения, то она «сойдет» с идеальной погонной кривой и пролетит мимо цели.

При $\varepsilon > \frac{1}{2}$ кривизна не достигает бесконечности, но требуемые ускорения также могут быть настолько велики,

что ракета не сможет двигаться до конца по погонной кривой.

Из приведенных соотношений следует, что из-за большей кривизны погонной кривой ракета будет «сходить» с этой кривой в той точке M, в которой радиус кривизны $\rho = \frac{1}{K}$ делается равным минимально допустимому радиусу кривизны ракеты $\rho_0 = \frac{V_2^2}{W_{рм}}$ (рис. 3-6).

Полагая, что после схода с погонной кривой ракета будет продолжать двигаться с минимально возможным радиусом кривизны, т. е. по окружности MN радиуса ρ_0, можно вычислить ошибку пролета ракеты мимо цели.

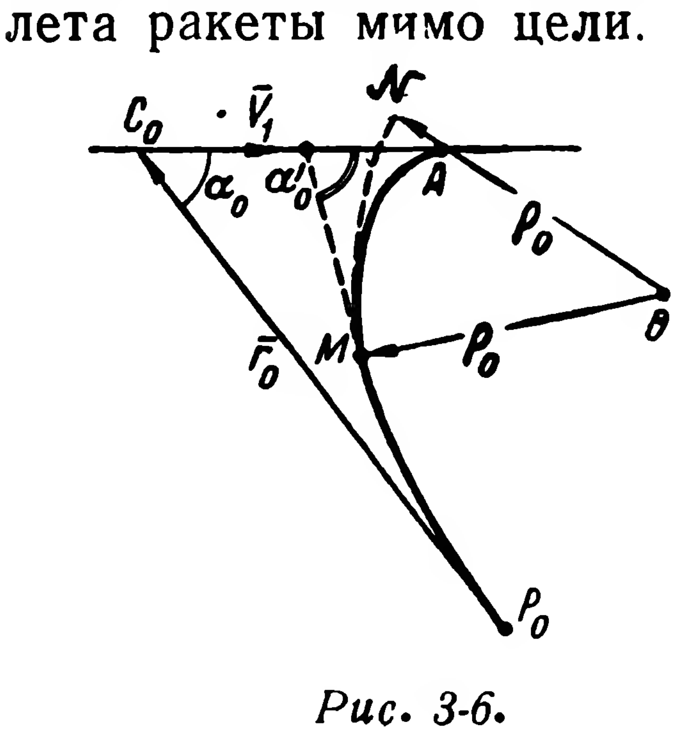


Рис. 3-6.

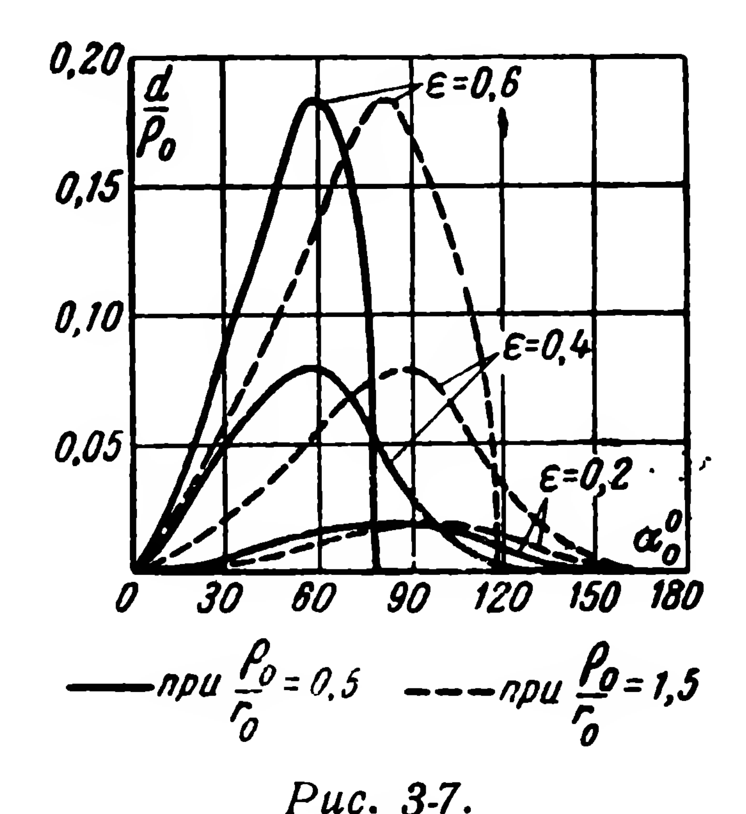


Рис. 3-7.

Эта ошибка оказывается равной (при $r_0 \geqslant \rho_0$)

$$d \approx \frac{\varepsilon\rho_0}{2} \sin\alpha_0', \tag{3-9}$$

где α_0' — значение угла α в момент схода ракеты с погонной кривой.

При $\varepsilon \leqslant 0,1$ получается

$$\alpha_0' \approx \alpha_0$$

и

$$d \approx \frac{\varepsilon^2\rho_0}{2} \sin\alpha_0. \tag{3-10}$$

При $\varepsilon > 0,1$ будет $\alpha_0' \neq \alpha_0$ и зависимость ошибки d от начального угла α_0 получается несинусоидальной. Эта зави-

симость для нескольких значений ε приведена на рис. 3-7.

Из формулы (3-9) следует, что максимальная ошибка равна:

$$d_{макс}=\frac{\varepsilon^2\rho_0}{2}. \qquad (3\text{-}11)$$

Так как $\varepsilon=\frac{V_1}{V_2}$ и $\rho_0=\frac{V_2^2}{W_{рм}}$, то формулу (3-11) можно записать в следующем виде:

$$d_{макс}=\frac{V_1^2}{2W_{рм}}. \qquad (3\text{-}12)$$

Эта формула дает:

при $V_1=300$ *м/сек* и $W_{рм}=10g$, $d_{макс}=450$ *м*;

при $V_1=30$ *м/сек* и $W_{рм}=10g$, $d_{макс}=4{,}5$ *м*.

Из этих примеров видно, что при наведении на быстро движущиеся цели погонная кривая дает недопустимо большие ошибки наведения. При наведении на медленно движущиеся цели ($V_1\leqslant 30$ *м/сек*) погонная кривая дает удовлетворительные результаты. Поэтому основная область применения метода погонной кривой — это наведение бомб и торпед на наземные и морские цели. В этом случае, очевидно, всегда оказывается $\varepsilon\ll 1$. Приведенные выше соотношения относятся к случаю прямолинейного и равномерного движения цели. Так как даже в этом случае кривизна траектории ракеты доходит до бесконечности, то наличие маневров цели не может существенно ухудшить форму траектории ракеты. Поэтому в рассмотрении количественного влияния маневров цели здесь нет необходимости.

3-3. НАВЕДЕНИЕ ПО МЕТОДУ ПОСТОЯННОГО УГЛА УПРЕЖДЕНИЯ (β=const)

В § 3-1 было выяснено, что при прямолинейном движении цели и постоянстве отношения скоростей $\frac{V_1}{V_2}$ требуемый угол упреждения β постоянен и равен углу идеального упреждения β_0:

$$\sin\beta=\sin\beta_0=\frac{V_1}{V_2}\sin\alpha. \qquad (3\text{-}13)$$

Поэтому, если обеспечить в течение всего полета $\beta=\beta_0=$ $=$const, то ракета будет двигаться по прямой точно

в точку встречи (рис. 3-8). Однако практически весьма трудно точно определить необходимый угол упреждения β_0, так как для этого необходимо точно вычислить отношение скоростей $\frac{V_1}{V_2}$ и угол α, которые будут иметь место в начале процесса наведения по данному методу. Если же установить постоянный угол упреждения β, не равный требуемому углу β_0, то траектория ракеты получится криволинейной и будет происходить полет мимо цели, аналогично тому, как это имеет место при наведении по методу погонной кривой.

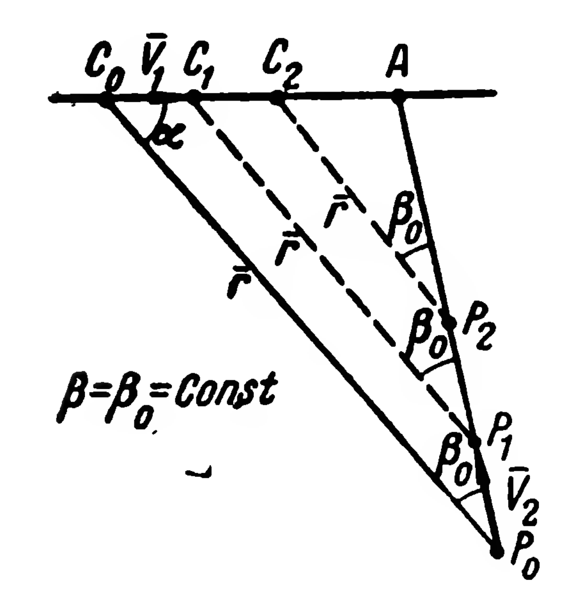


Рис. 3-8.

Действительно, метод погонной кривой является частным случаем метода $\beta = \text{const}$, так как при погонной кривой $\beta = 0 = \text{const}$. Но даже в тех случаях, когда удастся точно установить в начале наведения $\beta = \beta_0$, получится ошибка пролета за счет непостоянства отношения скоростей или из-за маневров цели. Действительно, если величина $\frac{V_1}{V_2} \sin \alpha$ значительно меняется в процессе полета (что почти всегда имеет место), то требуемый угол упреждения β_0 меняется в значительных пределах. Поэтому установленный и поддерживаемый постоянным угол упреждения β будет в процессе полета резко отличаться от угла идеального упреждения β_0. Это приведет к искривлению траектории ракеты и ошибкам наведения на цель. При наведении же на медленно движущиеся цели ($\varepsilon \ll 1$) требуемый угол упреждения β_0 настолько мал, что метод $\beta = \text{const}$ по существу дает такую же форму траектории, как метод $\beta = 0$ (погонная кривая). Поэтому метод постоянного угла упреждения не нашел сколько-нибудь широкого применения и может оказаться целесообразным лишь в каких-либо специальных случаях.

3-4. МЕТОД ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ УПРЕЖДЕНИЙ

Выше указывалось, что при наведении по методу ПУ в каждый момент времени должно выполняться следующее соотношение идеального упреждения:

$$\beta = \beta_0 = \arcsin(\varepsilon \sin \alpha), \qquad (3\text{-}14)$$

Это соотношение можно записать также в таком виде:

$$V_2 \sin\beta - V_1 \sin\alpha = 0. \qquad (3\text{-}15)$$

Выясним, при каких условиях будет иметь место соотношение (3-15). Для этого рассмотрим общий случай полета ракеты на цель. Этот случай изображен на рис. 3-9.

Цель движется по кривой $C_0C_к$, а ракета — по кривой $P_0P_к$. В произвольный момент времени t цель находится в точке C_1, а ракета — в точке P_1. За бесконечно малое время dt цель перемещается из точки C_1 в точку C_2, а ракета — из точки P_1 в точку P_2.

Следовательно,

$$\overline{C_1C_2} = V_1 dt; \quad \overline{P_1P_2} = V_2 dt.$$

При этом угол, составляемый вектором $\bar{r}$ (направлением «ракета—цель») с некоторой осью z земной системы координат, изменяется от φ до $\varphi + d\varphi$.

Из рис. 3-9 получаются следующие соотношения, справедливые с точностью до бесконечно малых величин высших порядков малости:

$$\overline{EP_2} = \overline{ED} + \overline{DP_2} = \overline{BC_2} + \overline{DP_2}, \qquad (3\text{-}16)$$

где

$$\overline{EP_2} = \overline{P_1P_2} \sin\beta = V_2 dt \sin\beta;$$

$$\overline{BC_2} = \overline{C_1C_2} \sin\alpha = V_1 dt \sin\alpha;$$

$$\overline{DP_2} = r d\varphi.$$

Поэтому соотношение (3-16) принимает вид:

$$V_2 dt \sin\beta = V_1 dt \sin\alpha + r d\varphi$$

или

$$V_2 \sin\beta - V_1 \sin\alpha = r \frac{d\varphi}{dt}. \qquad (3\text{-}17)$$

Соотношение (3-17) было выведено в предположении произвольной формы траектории ракеты (соответствующей плоскому случаю) и, следовательно, произвольного значения угла упреждения β. При наведении же по методу ПУ должно выполняться условие (3-15).

Поэтому из формул (3-15) и (3-17) получается следующее условие движения ракеты по идеальной траектории ПУ:

$$\frac{d\varphi}{dt} = 0 \tag{3-18}$$

или

$$\varphi = \text{const}. \tag{3-18'}$$

Условие (3-18') означает, что вектор $\bar{r}$ должен сохранять в пространстве постоянное направление, т. е. перемещаться параллельно самому себе. Следовательно, при движении

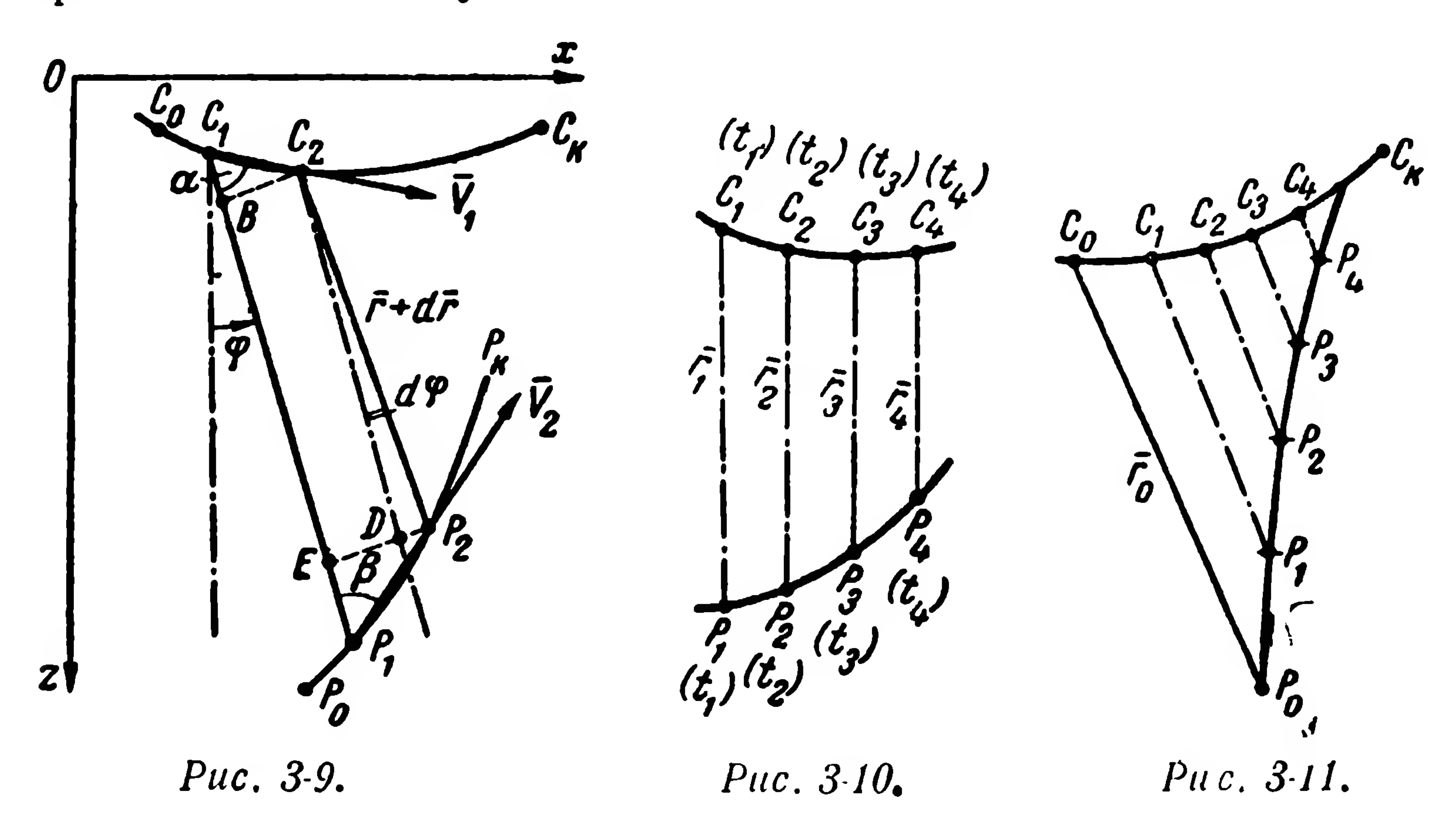


Рис. 3-9. *Рис. 3-10.* *Рис. 3-11.*

ракеты по идеальной траектории, соответствующей методу ПУ, направление «ракета—цель» перемещается чисто поступательно, т. е. параллельно самому себе (рис. 3-10). Поэтому метод ПУ часто называют также методом параллельного сближения.

Из этой особенности метода ПУ вытекает следующий простой способ графического построения траекторииракеты (рис. 3-11).

Пусть заданы траектория цели $C_0C_к$ и отношение скоростей $\frac{V_1}{V_2}$ и известно, что в момент t_0 цель и ракета находились в точках C_0 и P_0 соответственно. Тогда для построения траектории ракеты, соответствующей идеальному наведению по методу ПУ, поступаем следующим образом:

1. Разбиваем траекторию $C_0C_к$ на ряд малых участков: C_0C_1, C_1C_2 и т. д. и проводим из точек C_1, C_2, C_3 и т. д. пунктирные прямые, параллельные направлению $\bar{r}_0$.

2. Вычисляем соответствующие участки траектории ракеты:

$$\overline{P_0P_1} = \overline{C_0C_1}\frac{V_2}{V_1} = \frac{\overline{C_0C_1}}{\varepsilon}; \quad \overline{P_1P_2} = \frac{\overline{C_1C_2}}{\varepsilon} \text{ и т. д.}$$

3. При помощи циркуля, имеющего раствор, равный отрезку $\overline{P_0P_1}$, засекаем из точки P_0 как из центра дугу на пунктирной прямой, проходящей через точку C_1. Пересечение дуги с этой прямой дает точку P_1, в которой ракета окажется в момент t_1.

4. Проведя далее засечку из точки P_1 радиусом $\overline{P_1P_2}$, находим точку P_2, в которой ракета окажется в момент t_2, и т. д.

5. Проводя через найденные точки P_1, P_2, P_3... плавную кривую, находим тем самым искомую траекторию ракеты.

Рис. 3-12.

Чем меньше взяты участки на траектории цели, тем точнее будет построение. Для точного нахождения точки встречи интервал между соседними точками на траектории цели следует уменьшать по мере приближения к точке встречи.

При прямолинейном движении цели и постоянстве отношения скоростей $\frac{V_1}{V_2}$ угол упреждения β постоянен и траектория ракеты получается прямолинейной (рис. 3-12).

При маневрах цели траектория ракеты искривляется, и для следования по этой траектории ракета должна развивать некоторое поперечное ускорение W. Можно показать, что это ускорение определяется следующей формулой:

$$W = \frac{W_{сп}\cos\alpha + W_{ск}\sin\alpha'}{\sqrt{1 - \varepsilon^2\sin\alpha}}, \tag{3-19}$$

где $\varepsilon = \frac{V_1}{V_2}$; $W_{сп}$ и $W_{ск}$ — поперечное и касательное ускорения цели.

Ускорение W получается максимальным при

$$\operatorname{tg}\alpha = \operatorname{tg}\alpha_{кр} = \frac{W_{ск}}{W_{см}} \cdot \frac{1}{1 - \varepsilon^2}. \tag{3-20}$$

При этом

$$W_{макс}=\sqrt{W_{cn}^2+\frac{W_{ck}^2}{1-\varepsilon^2}}. \qquad (3\text{-}21)$$

Так как в большинстве случаев $\varepsilon \leqslant \frac{1}{2}$ и $W_{ck} \leqslant \frac{1}{2} W_{cn}$, то в первом приближении можно полагать

$$W_{макс} \approx W_{cn} \qquad (3\text{-}22)$$

(при $W_{cn} \leqslant 5g$ получается $W_{макс} \leqslant 5g$), т. е. поперечные ускорения, требуемые от ракеты для движения по идеальной траектории ПУ, не превышают ускорения цели. Поэтому не представляет больших затруднений создать ракету, которая могла бы следовать по любой возможной траектории ПУ.

Приведенные данные показывают, что с точки зрения формы траектории наведение по методу ПУ дает большие преимущества по сравнению с наведением по погонной кривой или по методу $\beta = \text{const}$.

Однако, как будет показано ниже, для осуществления наведения по методу ПУ требуется более сложная аппаратура управления.

3-5. НАВЕДЕНИЕ ПО МЕТОДУ НАКРЫТИЯ ЦЕЛИ

При наведении по методу накрытия цели ракета в любой момент времени находится на направлении радиуса-вектора цели относительно *КП* $\bar{r}_c$ (рис. 3-13). Эта особенность данного метода позволяет применять следующий простой способ графического построения траектории цели (рис. 3-14).

Пусть заданы траектория цели $C_0C_к$, отношение скоростей $\frac{V_1}{V_2}$ и известно, что в некоторый момент цель и ракета находятся в точках C_0 и P_0 соответственно.

Для общности предположим, что точка O, соответствующая командному пункту, также движется по некоторой известной кривой $O_0O_к$ со скоростью V_3 (такое движение *КП* может иметь место при управлении ракетой с подвижного объекта, например самолета-матки).

Для построения искомой траектории ракеты разбиваем траекторию цели на ряд малых участков: $\overline{C_0C_1}$, $\overline{C_1C_2}$

и т. д. и находим соответствующие участки траекторий *КП* из соотношений

$$\overline{O_0O_1}=\overline{C_0C_1}\frac{V_3}{V_1}; \quad \overline{O_1O_2}=\overline{C_1C_2}\frac{V_3}{V_1} \text{ и т. д.}$$

(если цель неподвижна, а *КП* движется, то построение начинается с разбивки на малые участки траектории *КП*).

Затем соединяем прямыми точки C_0O_0, C_1O_1 и т. д. Далее вычисляем искомые отрезки траектории ракеты $\overline{P_0P_1}$, $\overline{P_1P_2}$ и т. д.

При движущейся цели эти отрезки можно находить из соотношений

$$\overline{P_0P_1}=\overline{C_0C_1}\frac{V_2}{V_1}; \quad \overline{P_1P_2}=\overline{C_1C_2}\frac{V_2}{V_1} \text{ и т. д.}$$

При неподвижной цели и подвижном *КП* эти отрезки находятся из следующих соотношений:

$$\overline{P_0P_1}=\overline{O_0O_1}\frac{V_3}{V_2}; \quad \overline{P_1P_2}=\overline{O_1O_2}\frac{V_3}{V_2} \text{ и т. д.}$$

Устанавливая раствор циркуля равным $\overline{P_0P_1}$, проводим дугу из точки P_0 как из центра до пересечения с прямой C_1O_1. Точка пересечения дуги с этой прямой и дает иско-

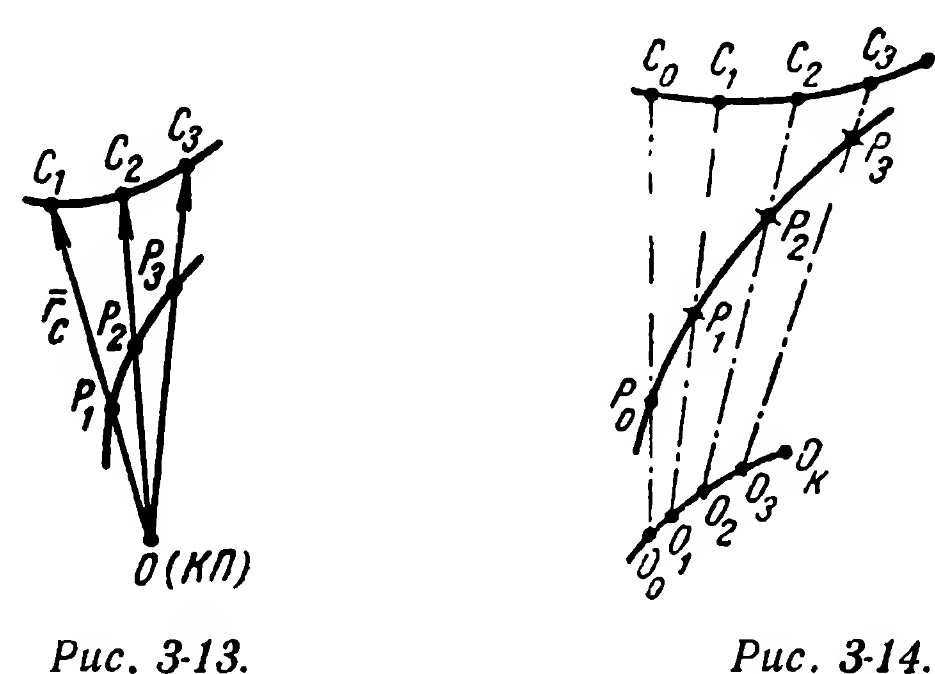


Рис. 3-13. Рис. 3-14.

мую точку траектории ракеты P_1. Следующую засечку проводим из точки P_1 как из центра радиусом, равным $\overline{P_1P_2}$, и находим точку пересечения P_2. Аналогичным путем находятся и следующие точки траектории ракеты. Проведя через найденные точки плавную кривую, находим тем самым искомую траекторию ракеты. Эта траектория в дальнейшем называется трехточечной кривой.

Если наведение по методу накрытия цели начинается с момента вылета ракеты с *КП*, то точка P_0 выбирается совпадающей с точкой 0_0, соответствующей расположению *КП* (рис. 3-15).

Форма трехточечной кривой в сильной степени зависит от соотношения между скоростями цели (V_1), ракеты (V_2) и *КП* (V_3) и формы траектории цели и *КП* Математический анализ кривизны трехточечной кривой в общем случае движения цели и *КП* весьма сложен.

Поэтому приводимый ниже математический анализ трехточечных кривых дается лишь в применении к неподвижному *КП*, т. е. к наведению зенитных ракет. Кроме

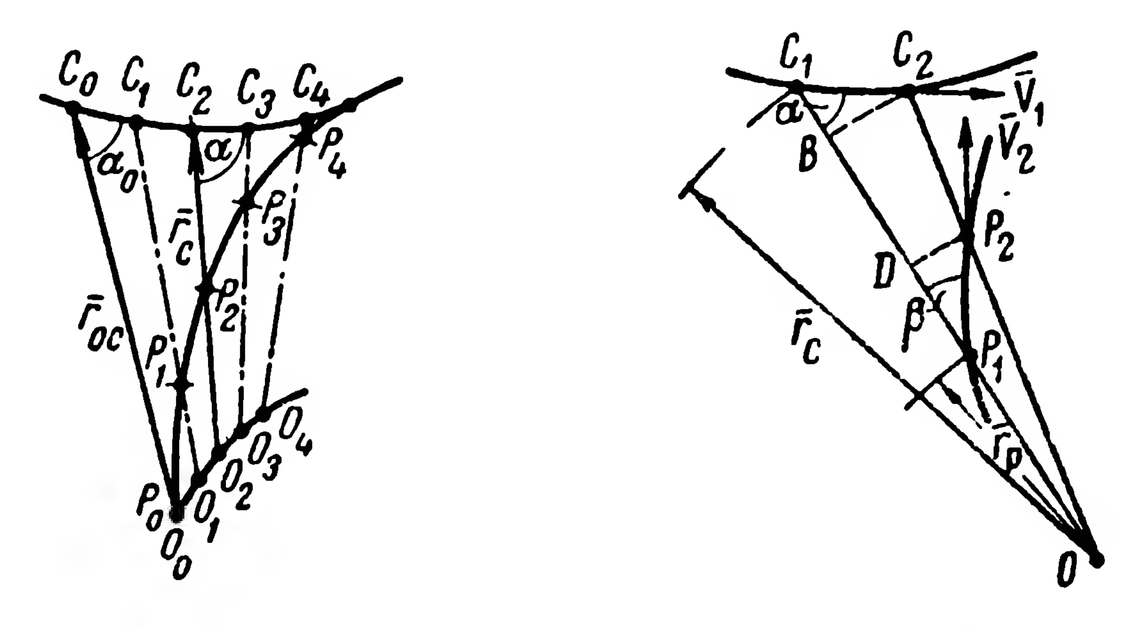


Рис. 3-15. *Рис. 3-16.*

того, для упрощения предполагается, что наведение по методу накрытия цели начинается с момента вылета ракеты с *КП*. Выведем соотношение для угла упреждения β.

Пусть цель движется по произвольной кривой и за бесконечно малый интервал времени dt перемещается из точки C_1 в точку C_2 (рис. 3-16), т. е. $\overline{C_1C_2}=V_1dt$. Тогда ракета, наводимая по методу накрытия цели и находившаяся в момент t в некоторой точке P_1, должна к моменту $t+dt$ переместиться в точку P_2, находящуюся на прямой $\overline{OC_2}$ и отстоящую от точки P_1 на расстояние $\overline{P_1P_2}=V_2dt$.

Из рис. 3-16 следует, что с точностью до бесконечно малых величин высших порядков малости

$$\frac{\overline{BC_2}}{\overline{DP_2}}=\frac{r_c}{r_p}. \qquad (3\text{-}23)$$

Но

$$\overline{BC_2} = \overline{C_1C_2} \sin\alpha; \quad \overline{DP_2} = \overline{P_1P_2} \sin\beta;$$

поэтому равенство (3-23) можно записать в следующем виде:

$$\frac{V_1 dt \sin\alpha}{V_2 dt \sin\beta} = \frac{r_c}{r_p},$$

откуда

$$\sin\beta = \frac{r_p}{r_c} \cdot \frac{V_1}{V_2} \sin\alpha. \qquad (3\text{-}24)$$

На начальном участке траектории, когда $\frac{r_p}{r_c} \ll 1$, получается $\beta \approx 0$ и вектор скорости ракеты направлен примерно на цель, т. е. так же, как при наведении по погонной кривой. В конце траектории, когда $\frac{r_p}{r_c} \approx 1$, получается $\sin\beta \approx \frac{V_1}{V_2} \sin\alpha$, т. е. угол упреждения близок к углу идеального упреждения β_0 [см. формулу (3-5)].

Следовательно, на начальном участке трехточечной кривой угол упреждения β примерно такой же, как при наведении по погонной кривой, а на конечном участке — примерно такой же, как при наведении по методу ПУ.

Для анализа кривизны трехточечной кривой рассмотрим сначала случай прямолинейного и равномерного движения цели. Пусть цель движется по некоторой прямой L_0 (рис. 3-17) со скоростью $\overline{V}_1$. Расстояние $P_{он}$ от *КП* до этой прямой называется наклонным параметром цели.

Как было выяснено выше, зная траекторию цели и отношение скоростей $\varepsilon_0 = \frac{V_1}{V_2}$, можно построить траекторию ракеты. Эта траектория проходит через точки O, P_1, P_2, $P_3, \ldots, A$, где A — точка встречи с целью.

Докажем, что та же самая траектория ракеты останется справедливой и для цели, движущейся по любой другой параллельной прямой L, если для этой цели отношение скоростей равно:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 \frac{P_н}{P_{он}}, \qquad (3\text{-}25)$$

где $P_н$ — наклонный параметр прямой L.

Рассмотрим, например, малый участок траектории ракеты $P_1 P_2$. За время Δt, в течение которого ракета перемещается из точки P_1 в точку P_2, цель, движущаяся по прямой L_0, перемещается из точки C_1 в точку C_2, т. е. проходит путь

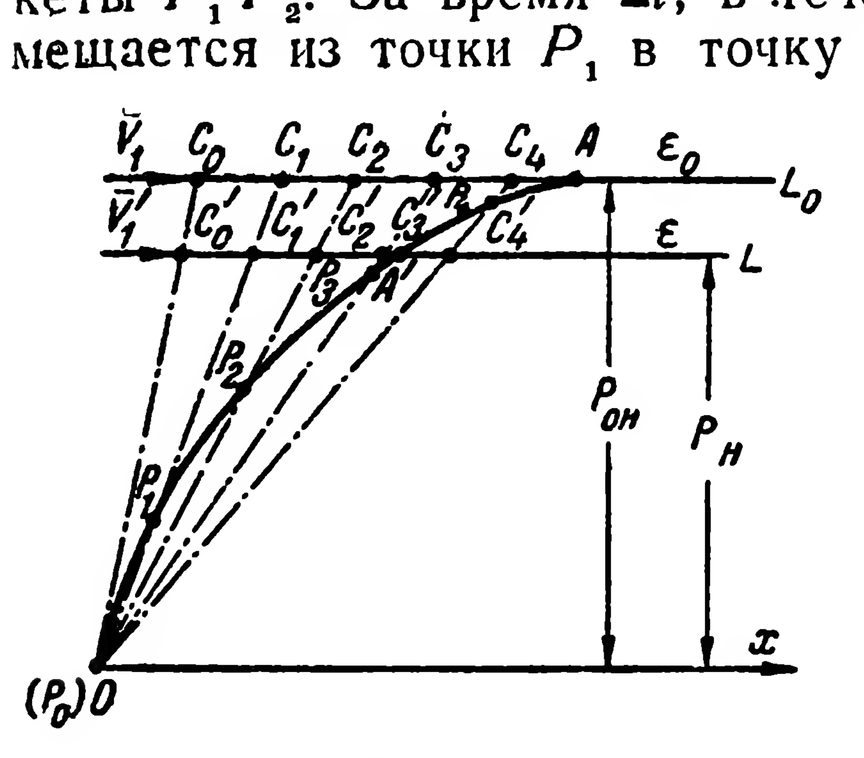


Рис. 3-17.

$$\overline{C_1 C_2} = \overline{P_1 P_2} \frac{V_1}{V_2} = \overline{P_1 P_2} \varepsilon_0. \tag{3-26}$$

Если та же траектория ракеты справедлива и для цели, движущейся по прямой L, то при перемещении ракеты из точки P_1 в точку P_2 эта новая цель должна переместиться из точки C_1' в точку C_2' (так как три точки — *КП*, ракета, цель — всегда должны быть на одной прямой), пройдя путь

$$\overline{C_1' C_2'} = \overline{P_1 P_2} \frac{V_1'}{V_2} = \overline{P_1 P_2} \varepsilon. \tag{3-27}$$

Из формул (3-26) и (3-27) получаем:

$$\frac{\overline{C_1' C_2'}}{\overline{C_1 C_2}} = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_0}.$$

Но из подобия треугольников $\Delta C_1' C_2' O$ и $\Delta C_1 C_2 O$ следует:

$$\frac{\overline{C_1' C_2'}}{\overline{C_1 C_2}} = \frac{\overline{OC_1'}}{\overline{OC_1}} = \frac{P_н}{P_{он}}.$$

Поэтому

$$\frac{P_н}{P_{он}} = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} \quad \text{и} \quad \varepsilon = \varepsilon_0 \frac{P_н}{P_{он}},$$

что и требовалось доказать.

Таким образом, трехточечная кривая, построенная для какого-либо отношения скоростей ε_0, остается справедливой и для любого другого отношения скоростей ε, если полагать, что цель движется не по прямой L_0 с параметром $P_{он}$, а по прямой L с параметром

$$P_н = P_{он} \frac{\varepsilon}{\varepsilon_0}. \tag{3-28}$$

Точка встречи ракеты с целью находится как пересечение трехточечной кривой с траекторией цели. Поэтому для отношения скоростей ε_0 точкой встречи является точка A, а для отношения скоростей ε — точка A' (рис. 3-17).

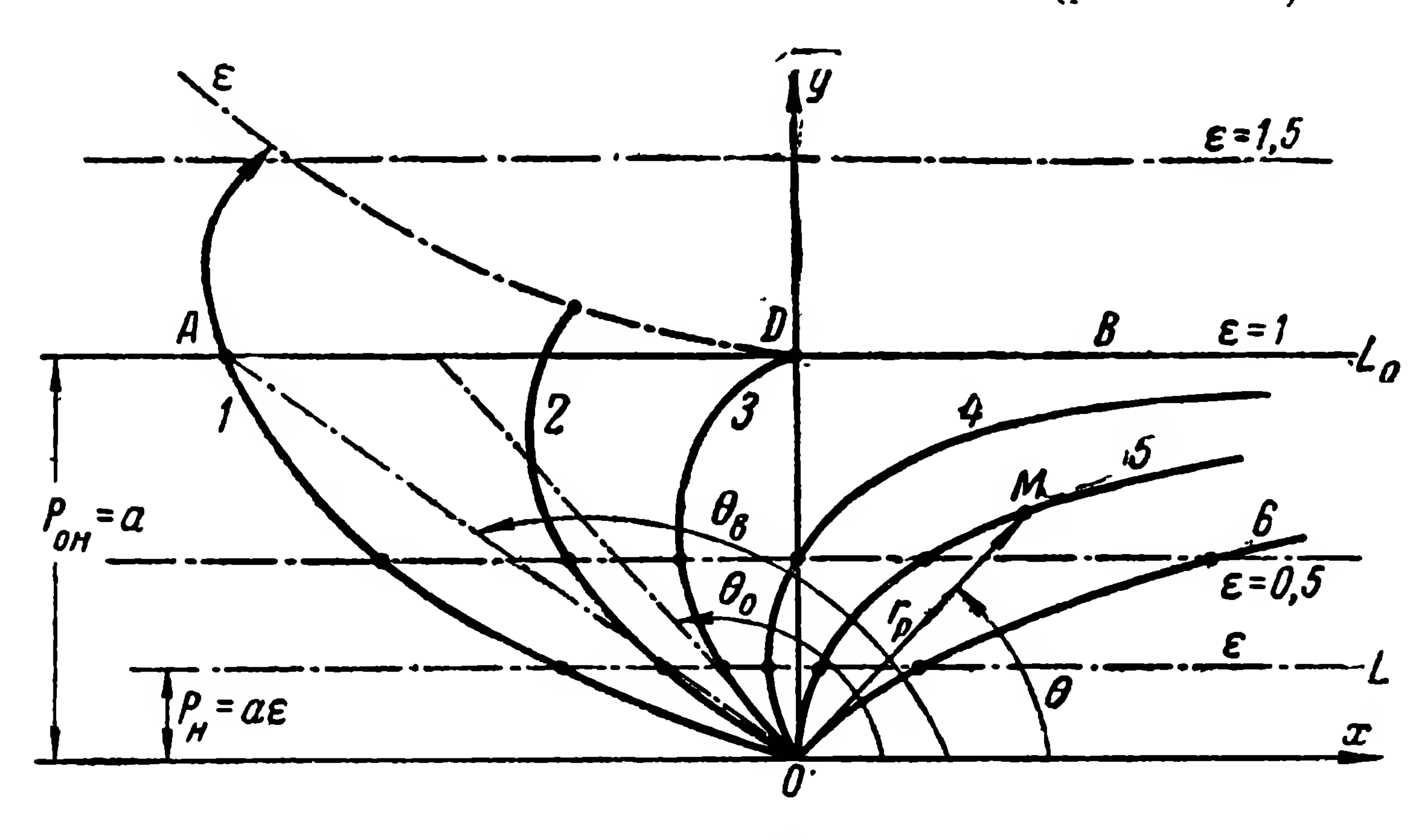


Рис. 3-18.

Указанное свойство трехточечных кривых использовано при построении семейства трехточечных кривых, изображенного на рис. 3-18. Это семейство построено для $\varepsilon_0=1$ и курса цели L_0, имеющего наклонный параметр

$$P_{он}=a.$$

Каждая кривая соответствует определенному значению угла выстрела Θ_0 (под углом выстрела понимается значение полярного угла цели в момент выстрела, т. е. в момент вылета ракеты из точки O), как это указано в таблице,

№ кривой	1	2	3	4		6
Угол выстрела	160°	150°	140°	120°	90°	45°

В соответствии с соотношением (3-28) это семейство кривых, построенное для $\varepsilon_0=1$, остается справедливым для

любого отношения скоростей ε, если считать, что цель летит по прямой, имеющей наклонный параметр:

$$P_н = P_{он} \frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} = a\varepsilon. \qquad (3\text{-}29)$$

Таким образом, семейство кривых, приведенное на рис. 3-18, позволяет найти траекторию ракеты при любых углах выстрела Θ_0 и любых отношениях скоростей ε.

Из рис. 3-18 видно, что семейство трехточечных кривых ограничено сверху граничной кривой ED и прямой DB. Выше этой границы встреча ракеты с целью невозможна вследствие того, что ракета не успевает следовать за перемещениями цели.

Для кривизны трехточечных кривых рядом авторов было получено следующее выражение:

$$K = \frac{\sin^2\Theta}{a}\left(2 - \frac{r_p \sin 2\Theta}{\sqrt{a^2 - r_p^2 \sin^4\Theta}}\right). \qquad (3\text{-}30)$$

Здесь K — кривизна кривой в произвольной точке M (рис. 3-18), имеющей полярные координаты r_p и Θ.

В точке выстрела $r_p = 0$; $\Theta = \Theta_0$ и

$$K_0 = \frac{2}{a}\sin^2\Theta_0 = \frac{2\varepsilon}{P_н}\sin^2\Theta_0. \qquad (3\text{-}31)$$

Семейство трехточечных кривых можно разбить на три группы:

1) кривые, расположенные целиком в правом квадранте (например, *5* и *6*);

2) кривые, расположенные целиком в левом квадранте (например, *1*, *2* и *3*);

3) кривые, проходящие через оба квадранта, т. е. пересекающие ось y (например, *4*).

Для кривых первой группы $\Theta \leqslant 90°$ и $\sin 2\Theta \geqslant 0$. Поэтому, как следует из формулы (3-30), максимальная кривизна получается в точке выстрела:

$$K_{1\,макс} = K_0 = \frac{2}{a}\sin^2\Theta_0 = \frac{2\varepsilon}{P_н}\sin^2\Theta_0. \qquad (3\text{-}32)$$

Для кривых второй группы $\Theta \geqslant 90^\circ$ и $\sin 2\Theta \leqslant 0$. Поэтому, как следует из формулы (3-30), максимальная кривизна получается при максимальном значении радиуса-вектора r_p, т. е. в точке встречи с целью:

$$K_{2\,макс} = K_в \frac{\sin^2 \Theta_в}{a}\left(2 + \frac{r_{рв}\,|\sin 2\Theta_в|}{\sqrt{a^2 - r_{рв}^2 \sin^4 \Theta_в}}\right). \qquad (3\text{-}33)$$

Здесь $\Theta_в$ и $r_{рв}$ — координаты точки встречи, а $K_в$ — кривизна в точке встречи. Из рис. 3-18 следует, что $P_н = r_{рв} \sin \Theta_в = a\varepsilon$; поэтому формулу (3-33) можно привести к следующему виду:

$$K_{2\,макс} = K_в \frac{2 \sin \Theta_в}{a}\left(1 + \frac{\varepsilon\,|\cos \Theta_в|}{\sqrt{1 - \varepsilon^2 \sin^2 \Theta_в}}\right). \qquad (3\text{-}34)$$

Кривые третьей группы занимают промежуточное положение между кривыми первой и второй групп, и у этих кривых максимум кривизны получается в промежуточном положении — после точки выстрела, но не доходя до точки встречи.

Однако для оценки качества траектории важно знать не только максимальную кривизну траектории, но и максимальное поперечное ускорение $W_{рм}$, которое должна развивать ракета, движущаяся по трехточечной кривой.

Так как

$$W_p = V_2^2 K, \qquad (3\text{-}35)$$

то максимум ускорения W_p может не совпадать с максимумом кривизны K, если эта кривизна зависит от скорости ракеты V_2. Поэтому в общем случае правильнее искать максимум ускорения, а не максимум кривизны. Максимум ускорения будет совпадать с максимумом кривизны при неизменной скорости ракеты V_2 или неизменном отношении ε, если скорость цели V_1 считать заданной. Поэтому для нахождения наиболее опасных точек в семействе трехточечных кривых (рис. 3-18) будем сравнивать кривизну различных кривых семейства при $\varepsilon = \mathrm{const}$, т. е. на одинаковых уровнях от оси x.

При $\varepsilon \ll 1$ прямая L весьма близка к оси x (так как $P_н = a\varepsilon$); поэтому можно считать, что при $\varepsilon \ll 1$ кривизна

всех кривых семейства примерно равна кривизне этих кривых в точке выстрела O, т. е. для всех кривых

$$K \approx K_0 = \frac{2\varepsilon}{P_н} \sin^2 \Theta_0.$$

Поэтому при $\varepsilon \ll 1$ получается

$$W_p = V_2^2 \frac{2\varepsilon}{P_н} \sin^2 \Theta_0 = \frac{2V_1V_2}{P_н} \sin^2 \Theta_0. \quad (3\text{-}36)$$

Максимальное ускорение требуется при угле выстрела $\Theta_0 = 90°$; при этом

$$W_{рм} = \frac{2V_1V_2}{P_н} \quad (3\text{-}37)$$

Сравним теперь кривизну различных кривых семейства при $\varepsilon = 1$. В этом случае формулы (3-33) и (3-34) принимают следующий вид:

$$K_{1\,макс} = \frac{2}{P_н} \sin^2 \Theta_0; \quad (3\text{-}38)$$

$$K_{2\,макс} = \frac{4}{P_н} \sin^2 \Theta_в, \quad (3\text{-}39)$$

где $K_{1\,макс}$ — максимальная кривизна кривых первой группы (правый квадрант семейства), а $K_{2\,макс}$ — максимальная кривизна кривых второй группы (левый квадрант семейства).

Из сравнения формул (3-38) и (3-39) следует, что кривые второй группы имеют бóльшую кривизну.

Поэтому максимальная кривизна семейства равна:

$$K_{макс} = \frac{4}{P_н}$$

и получается при угле встречи $\Theta_в = 90°$, т. е. в точке D (рис. 3-18). Поэтому при $\varepsilon = 1$ получается

$$W_{рм} = \frac{4}{P_н} V_2^2 = \frac{4V_1^2}{P_н}.$$

Итак, анализ семейства трехточечных кривых дал следующие результаты:

при $\varepsilon = 1$

$$W_{рм} = \frac{4V_1^2}{P_н}; \quad (3\text{-}40)$$

при $\varepsilon \ll 1$

$$W_{рн} = \frac{2V_1V_2}{P_н}. \quad (3\text{-}41)$$

Формула (3-40) точна лишь при $\varepsilon = 1$. Однако более подробный анализ показал, что эта формула остается достаточно точной (с погрешностью не более 10%) при $\varepsilon \approx 0{,}5 \div 1$. Аналогично формула (3-41) остается достаточно точной (с погрешностью не более 10%) при $\varepsilon \leqslant 0{,}5$. При $\varepsilon = 0{,}5$ обе формулы дают одинаковый результат.

Таким образом, с достаточной точностью можно считать:

$$\left.\begin{aligned} &\text{при } \varepsilon \leqslant 0{,}5 \qquad W_{рм} \approx \frac{2V_1V_2}{P_н};\\ &\text{при } \varepsilon \geqslant 0{,}5 \qquad W_{рм} \approx \frac{4V_1^2}{P_н}. \end{aligned}\right\} \tag{3-42}$$

Из этих формул следует, что $W_{рм}$ возрастает с ростом скорости цели. Поэтому в формулы (2-42) следует подставлять максимально возможную скорость цели $V_1 = V_{1\,макс}$. Из этих же формул следует, что при $V_2 \geqslant 2V_1$ ($\varepsilon \leqslant 0{,}5$) дальнейшее увеличение скорости ракеты будет требовать значительного увеличения поперечного ускорения ракеты $W_{рм}$, а при $V_2 \leqslant 2V_1$ величина скорости ракеты не влияет на величину требуемого ускорения $W_{рм}$. Выбирать при проектировании V_2 значительно меньшим, чем $2V_1$, также нецелесообразно, так как при этом резко возрастает кривизна траектории и увеличивается время наведения. Наконец, при $V_2 < V_1$ ($\varepsilon > 1$) наведение делается возможным лишь при углах выстрела, близких к 180° (рис. 3-18).

Из этих соображений следует, что при наведении по трехточечной кривой следует выбирать

$$V_2 \approx 2V_{1\,макс}. \tag{3-43}$$

При этом будет:

$$\varepsilon \leqslant 0{,}5 \tag{3-44}$$

и

$$W_{рм} \approx \frac{4V_{1\,макс}^2}{P_н}, \tag{3-45}$$

где $V_{1\,макс}$ — максимальная скорость цели;
$P_н$ — наклонный параметр цели.

При $V_{1\,макс} = 600$ *м/сек* формула (3-45) принимает вид:

$$W_{рм} \approx \frac{144}{P_н} g, \tag{3-46}$$

где $g \approx 10$ *м/сек*²; $P_н$ — в километрах.

$$\left.\begin{aligned} &\text{При } P_н \geqslant 20 \text{ км} \qquad W_{рм} \leqslant 7{,}2g; \\ &\text{при } P_н \geqslant 5 \text{ км} \qquad W_{рм} \leqslant 29g. \end{aligned}\right\} \tag{3-47}$$

Из этих соотношений видно, что наведение по трехточечной кривой на самолеты дает удовлетворительные результаты при любых углах выстрела, если наклонный параметр цели $P_н$ не очень мал.

Если параметр $P_н$ весьма мал, то наведение будет возможно лишь при очень острых или очень тупых углах выстрела или встречи.

Действительно, при малых углах Θ_0 и $\Theta_в$ кривизна кривых резко уменьшается [см. формулы (3-38) и (3-39)], а значит, резко уменьшается и требуемое поперечное ускорение $W_р$.

Так, например, при стрельбе навстречу ($\Theta_0 > 90°$) и $\varepsilon = 0{,}5$ (т. е. $V_2 \approx 2V_{1\,макс}$) вместо формулы (3-45) получится:

$$W_{рм} \approx \frac{4V_{1\,макс}^2}{P_н} \sin^2 \Theta_в. \tag{3-48}$$

Но из рис. 3-19 следует, что $P_н = r_{рв} \sin \Theta_в$, где $r_{рв}$ — расстояние от пункта управления O до точки встречи ракеты с целью. Поэтому формулу (3-48) можно представить также в следующем виде:

$$W_{рм} \approx \frac{4V_{1\,макс}^2}{r_{рв}} \sin \Theta_в \leqslant \frac{4V_{1\,макс}^2}{r_{рв}} \tag{3-48'}$$

или

$$W_{рм} \approx \frac{4V_{1\,макс}^2 P_н}{r_{рв}^2}. \tag{3-48''}$$

Из этих формул следует, что при неизменном наклонном параметре цели $P_н$ требуемое ускорение резко убывает с увеличением минимального расстояния до цели $r_{рв}$ или

приближением угла встречи $\Theta_в$ к 180°; при неизменном угле встречи $\Theta_в$ ускорение $W_{рм}$ убывает обратно пропорционально минимальной дальности до цели $r_{рв}$.

Из (3-48′) следует, что при $V_1 \leqslant 600$ *м/сек* и $r_{рв} \geqslant 20$ *км* будет:

$$W_{рм} \leqslant 7{,}2g. \qquad (3\text{-}48''')$$

Весь анализ, приведенный выше, был дан для прямолинейного движения цели. Точный математический анализ трехточечных кривых с учетом всевозможных маневров цели весьма сложен.

Рис. 3-19.

Приближенная оценка требуемого ускорения ракеты может быть сделана на основании следующего неравенства:

$$W'_{рм} \leqslant W_{рм} + W_{см} + \frac{W_{ск}}{\sqrt{1-\varepsilon^2}}, \qquad (3\text{-}49)$$

где $W'_{рм}$ — максимальное поперечное ускорение, требуемое от ракеты для следования по трехточечной кривой, при наличии у цели поперечного ускорения $W_{сп}$ и касательного ускорения $W_{ск}$;

$W_{рм}$ — ускорение, требуемое от ракеты при прямолинейном и равномерном движении цели и определяемое по формулам, выведенным выше [формулы (3-42), (3-45) и (3-48‴)];

$$\varepsilon = \frac{V_1}{V_2}.$$

Так как обычно $\varepsilon \leqslant 0{,}5$ и $W_{ск} \leqslant W_{сп}$, то в первом приближении условие (3-49) можно заменить следующим условием:

$$W'_{рм} \leqslant W_{рм} + W_{сп}. \qquad (3\text{-}50)$$

Если принято $W_{сп} \leqslant 5g$, то при $W_{рм} \leqslant 7{,}2g$ [см. соотношения (3-47) и (3-48‴)] оба слагаемых в правой части неравенства (3-50) имеет одинаковый порядок величины.

Приведенный выше анализ показывает, что трехточечные кривые не требуют от ракеты чрезмерно больших поперечных ускорений, если минимальная дальность до цели $r_{рв}$ не слишком мала (например, $r_{рв} \geqslant 20$ *км*).

ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

АВТОНОМНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Автономное управление, как указывалось в гл. 1, осуществляется целиком и полностью приборами-автоматами, расположенными на ракете, и обеспечивает ведение ракеты по заранее заданной (программной) траектории и стабилизацию корпуса ракеты от паразитных поворотов вокруг ее осей. Блок-схема системы автономного управления изображена на рис. 4-1. Сердцем системы является автопилот-автомат, управляющий рулями ракеты.

На вход автопилота подается управляющее отклонение $u(t)$, вырабатываемое программным механизмом. Кроме того, через автопилот замыкаются цепи обратных связей: цепь электромеханической обратной связи (*ЭМОС*) и цепи аэродинамических обратных связей ($АОС_1$ и $АОС_2$).

Программный механизм конструируется так, чтобы вырабатываемое им напряжение $u(t)$ являлось вполне определенной заданной функцией времени. Вид этой функции выбирается с таким расчетом, чтобы ракета под действием возмущения $u(t)$ получила наперед заданную траекторию полета.

Вид этой функции может устанавливаться (или изменяться) в зависимости от требований либо в месте изготовления и регулировки ракеты, либо на командном пункте — перед стартом ракеты в полет.

Обратные связи (*ЭМОС* и *АОС*) служат для обеспечения устойчивого и точного полета ракеты по траектории, задаваемой программным механизмом.

Электромеханическая обратная связь (*ЭМОС*) осуществляется в общем случае путем измерения угла поворота руля δ и его производных по времени (обычно только первой производной $\dot{\delta}$) и введением этих величин в команду управления рулем. Измерение угла δ осуществляется обычно при помощи потенциометра, ось которого связана механически с осью руля.

Измерение $\dot{\delta}$ производится тахогенератором или электрическим дифференцированием напряжения потенциометра.

Аэродинамическая обратная связь ($АОС_1$) осуществляется путем измерения углов поворота корпуса ракеты вокруг центра тяжести и их производных и введения этих величин в команды управления. Эти измерения выполняются при помощи свободных и прецессионных гироскопов. Введение обратной связи ($АОС_1$) имеет целью стабилизировать корпус ракеты от паразитных поворотов вокруг центра тяжести и обеспечить общее улучшение качества регулирования.

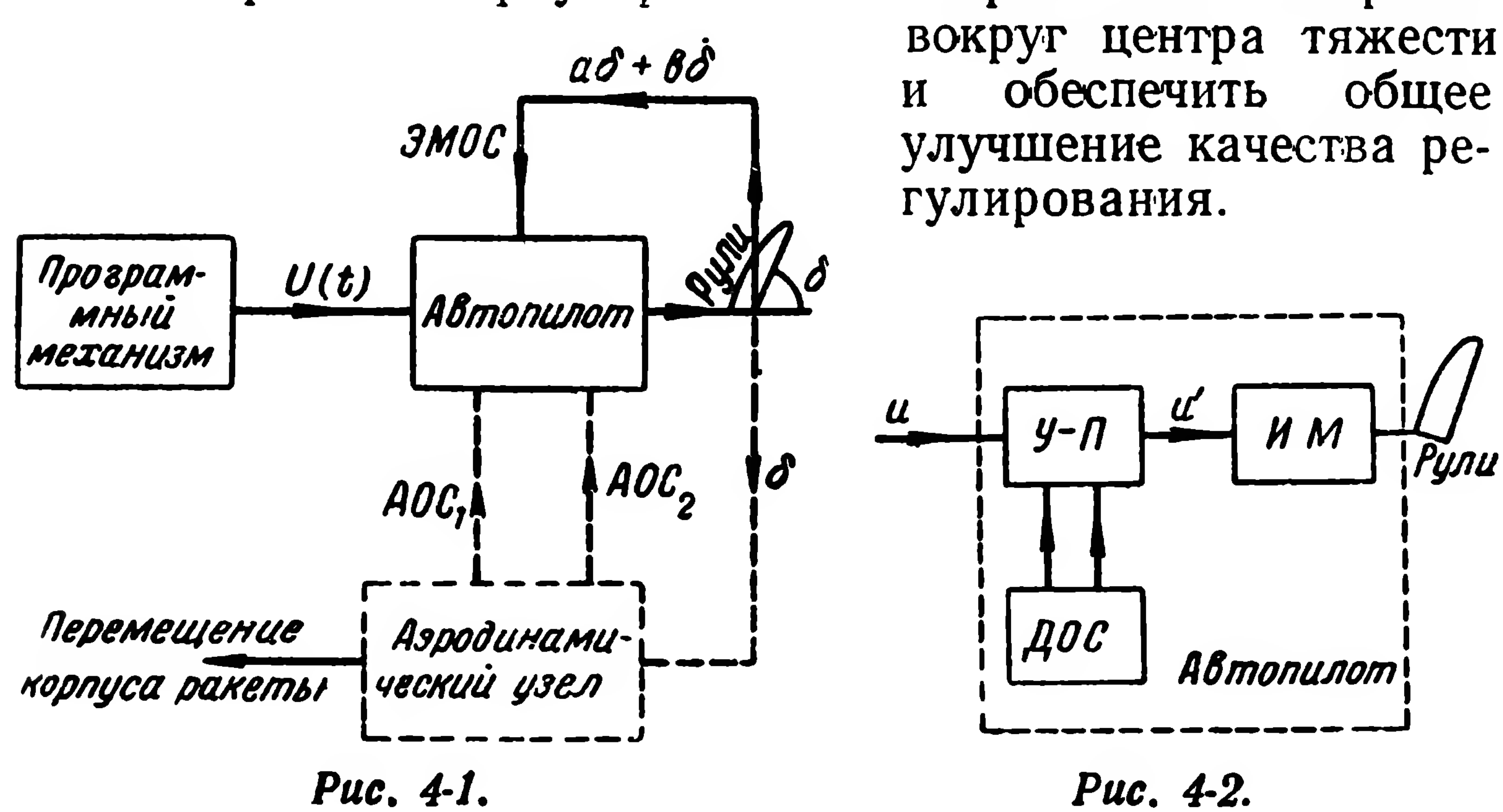


Рис. 4-1. Рис. 4-2.

Аэродинамическая обратная связь ($АОС_2$) осуществляется путем измерения поперечного ускорения ракеты $\overline{W}$ и его интегралов (т. е. поперечной скорости и поперечного смещения ракеты в пространстве) и введения этих величин в команды управления. Эти измерения осуществляются специальными приборами — акселерометрами (измерителями ускорений) и интеграторами ускорений. Введение обратной связи $АОС_2$ имеет целью устранение паразитных отклонений ракеты от заданной траектории и общее улучшение качества регулирования.

Из сказанного следует, что автопилот должен состоять из следующих основных элементов (рис. 4-2):

1) исполнительного механизма *ИМ* (рулевой машины), превращающего команды u' в отклонение рулей;

2) датчиков обратных связей *ДОС* (гироскопов, потенциометров, тахогенераторов и т. п.), позволяющих вводить в цепь регулирования аэродинамические и электромеханические обратные связи для обеспечения стабилиза-

ции ракеты от паразитных возмущений и общего улучшения качества регулирования;

3) усилителя-преобразователя *У-П*, обеспечивающего образование команд на рули (точнее, на рулевую машину) на базе программного отклонения *u* и напряжений обратных связей; усилитель-преобразователь содержит обычно усилительные и смесительные каскады и цепи дифференцирования и интегрирования.

Основным преимуществом автономного управления перед другими видами управления является наибольшая защищенность от действия организованных помех, вытекающая из полной автономности процесса управления.

Однако автономное управление имеет весьма серьезные недостатки:

а) Перемещения цели, которые имеют место в процессе полета ракеты, не могут учитываться при образовании команд на рули.

Поэтому автономное управление не может обеспечивать наведения ракеты на движущиеся и маневрирующие цели.

б) При автономном управлении трудно обеспечить высокую точность наведения, даже при наведении на неподвижные цели.

Поэтому автономное управление применяется обычно лишь в комбинации с другими видами управления (см. ниже).

Типичные примеры применения автономного управления:

а) Стабилизация корпуса ракеты от паразитных поворотов вокруг одной или нескольких из его осей.

б) Программное искривление траектории ракеты с вертикальным стартом для перехода от вертикальной прямой к траектории, соответствующей основному методу управления (т. е. телеуправлению или самонаведению).

в) Управление объектами дальнего действия.

К автономным системам управления, кроме описанных выше так называемых инерциальных систем, можно отнести также все другие системы управления, основанные на использовании ряда естественных явлений природы, таких, как магнитное или электрическое поле земли, поле земного тяготения и астрономические данные (данные о положении небесных светил). Действительно, любое из этих явлений может быть использовано для ориентировки ракеты в земной системе координат и, следовательно, удержа-

ния ее на заданной траектории, проложенной в земной системе координат. Так, например, ориентировка морских судов по звездам применялась еще задолго до появления ракет и естественно, что она может быть использована и для управления ракетами.

Подобные системы управления можно также отнести к автономным потому, что в случае их применения ракета движется вне всякой связи с *КП* или целью. Однако автономность управления ракетой в этом случае получается меньшей, так как система управления оказывается связанной с внешней средой по ряду каналов (например, по каналу электромагнитных волн — при использовании излучения звезд, по каналу магнитного поля — при использовании магнитного поля земли и т. п.). Благодаря этому у противника появляется принципиальная возможность создания по этим каналам помех управлению.

Таким образом, сочетание, например, инерциальной системы управления с астрономической позволяет повысить точность управления, но снижает помехоустойчивость управления.

Естественно, что общим свойством всех автономных систем управления является невозможность наведения на движущиеся цели. Поэтому такие системы могут полностью решить задачу наведения ракеты на цель лишь в случае неподвижных целей и применяются в основном для наведения ракет дальнего действия.

ГЛАВА ПЯТАЯ

САМОНАВЕДЕНИЕ

5-1. ОБЩИЕ СООТНОШЕНИЯ

В гл. 1 указывалось, что при самонаведении на ракете устанавливается угломер или радиолокатор цели, определяющий направление ракета — цель $\bar{r}$ в некоторой системе координат $x_1\ y_1\ z_1$ (см. рис. 1-19). Пространственная угловая координата $\bar{\psi}$ этого направления, а иногда и дальность r используются для управления ракетой. Блок-схема системы самонаведения приведена на рис. 5-1.

Координаты цели $\bar{\psi}$ и $\bar{r}$, измеренные радиолокатором, подаются на вход автопилота. На основании этих координат и данных обратных связей (*АОС* и *ЭМОС*) автопилот вырабатывает нужное отклонение рулей δ. Отклонение ру-

лей вызывает повороты корпуса ракеты вокруг центра тяжести; при этом изменяются подъемная сила и создаваемое ею поперечное ускорение $\overline{W}$, вследствие чего траектория ракеты искривляется в нужном направлении. Возникающее при этом отклонение ракеты вызывает изменение угла $\overline{\psi}$. Связь между углами δ и $\overline{\psi}$ отображена на рис. 5-1 в виде аэродинамического узла. Изменение угла $\overline{\psi}$ снова воспринимается радиолокатором и вызывает новую команду на рули ракеты. Таким образом, система самонаведения имеет внешнюю часть цепи регулирования, замыкающуюся через локатор цели. Кроме того, в этой системе имеются внутренние обратные связи: электромеханическая обратная связь и аэродинамическая обратная связь, имеющие такое же значение, как и при автономном управлении.

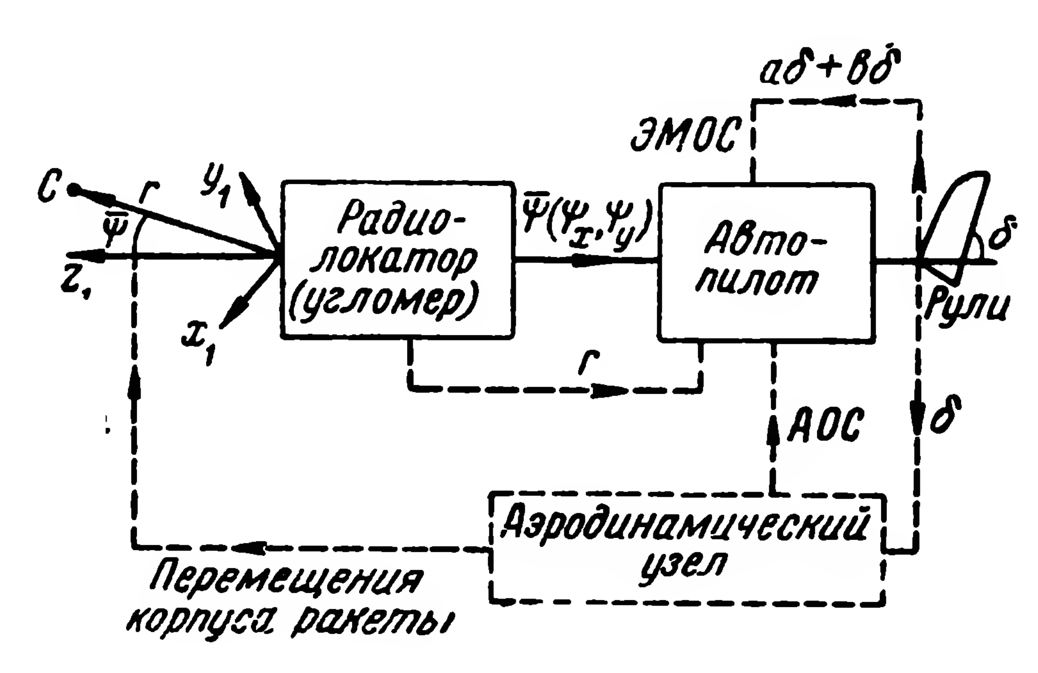


Рис. 5-1.

Автопилот имеет такую же блок-схему, как при автономном управлении (см. рис. 4-2).

Сравнение блок-схем на рис. 4-1 и 5-1 показывает, что система самонаведения имеет следующие принципиальные отличия от системы автономного управления:

1. При автономном управлении ракета управляется программным механизмом, а при самонаведении — радиолокатором (или угломером) цели, обнаруживающим отклонения ракеты от правильного полета на цель.

2. При автономном управлении все цепи регулирования замыкаются внутри ракеты, а при самонаведении одна из цепей регулирования является внешней и замыкается через радиолокатор (угломер) цели.

Из этих особенностей вытекают основные преимущества и недостатки самонаведения по сравнению с автономным управлением:

а) Основное преимущество — ракета «управляется целью», благодаря чему возможны наведение на быстро движущиеся и маневрирующие цели и бóльшая точность наведения на неподвижные цели.

б) Основной недостаток — наличие внешней цепи регулирования, вследствие чего система подвержена влиянию помех.

В гл. 1 указывалось, что по характеру энергии, воспринимаемой радиолокатором (или угломером) цели, системы самонаведения делятся на радиотехнические, тепловые, световые (видимые лучи света) и акустические, а по месту расположения первичного источника энергии — на пассивные, активные и полуактивные. Ниже дается краткое сравнение этих систем.

5-2. СРАВНЕНИЕ ПАССИВНЫХ, АКТИВНЫХ И ПОЛУАКТИВНЫХ СИСТЕМ

Большим преимуществом пассивных систем перед активными и полуактивными является отсутствие специального облучения цели с ракеты или командного пункта. Благодаря этому система делается более простой, а ее действие — скрытым от противника.

Поэтому, если цели свойственно ярко выраженное излучение какого-либо вида энергии, то этот вид энергии наиболее пригоден для самонаведения. Так, например, если целью является радиолокатор противника или какой-либо другой объект, имеющий непрерывно или длительно действующий радиопередатчик в диапазоне волн, пригодном для самонаведения (например, в диапазоне сантиметровых или дециметровых волн), то возможно применение пассивной радиотехнической системы самонаведения; если цель является интенсивным излучателем тепла, то применимо пассивное тепловое самонаведение и т. д.

Основным преимуществом полуактивных систем по сравнению с активными является то, что мощный первичный источник энергии, облучающий цель, располагается вне ракеты (обычно на *КП*) и не гибнет вместе с ракетой. Вследствие этого бортовая аппаратура управления более проста, имеет меньшие вес и габариты. Кроме того, в этом случае можно осуществить бóльшую мощность и направленность действия облучающего передатчика и обеспечи-

вать благодаря этому бо́льшую дальность действия системы самонаведения.

Основным преимуществом активных систем перед полуактивными является полная независимость процесса самонаведения от командного пункта. Это обстоятельство может быть особенно полезным, если ракета выпускается с самолета-матки, т. е. при подвижном *КП*. Кроме того, здесь передатчик выдает противнику расположение не *КП*, а лишь ракеты.

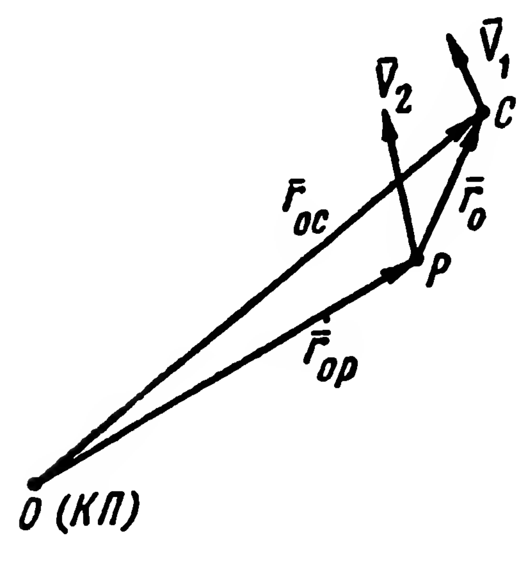


Рис. 5-2.

Наконец, активное самонаведение может оказаться более целесообразным, чем полуактивное, в тех случаях, когда процесс самонаведения должен начинаться не с момента вылета ракеты с *КП*, а лишь при очень большом удалении ракеты от *КП* и малой дальности от ракеты до цели.

Пусть, например, ракета с момента вылета из *КП* и до точки *P* (рис. 5-2) управляется посредством телеуправления и должна перейти на самонаведение только в точке *P*. Тогда при полуактивном самонаведении облучающий передатчик, расположенный на *КП*, должен иметь мощность P_1, определяемую из следующих соотношений.

Передатчик (излучатель), расположенный в точке *O* (рис. 5-2) и имеющий мощность P_1 и коэффициент направленного действия η_1 (коэффициент усиления мощности, создаваемого направленностью излучения), создает у цели *C* удельную мощность (мощность на единицу поверхности)

$$\frac{P_1\eta_1}{4\pi r_{0c}^2}.$$

Отраженная от цели удельная мощность в точке приема (на ракете) равна:

$$P_{2y} = \frac{P_1\eta_1}{4\pi r_{0c}^2} \frac{S}{4\pi r_0^2},$$

где S — эффективное отражающее сечение цели

Следовательно,

$$P_1 = \frac{P_{2y} 4\pi r_{0c}^2 4\pi r_0^2}{S\eta_1}. \qquad (5\text{-}1)$$

При активном самонаведении передатчик (излучатель), находящийся на ракете и имеющий мощность P_1' и коэффициент направленного действия η_1', создает у цели удельную мощность $\frac{P_1'\eta_1}{4\pi r_0^2}$. Отраженная от цели удельная мощность в точке приема (на ракете) равна:

$$P_{2y}' = \frac{P_1'\eta_1'}{4\pi r_0^2} \cdot \frac{S}{4\pi r_0^2},$$

откуда

$$P_1' = \frac{P_{2y}' 4\pi r_0^2 4\pi r_0^2}{S\eta_1'} \qquad (5\text{-}2)$$

Полагая, что приемники энергии, устанавливаемые на ракете, в обоих случаях одинаковы, т. е. требуют подведения к ним одинаковой удельной мощности, получим:

$$P_{2y}' = P_{2y}.$$

Поэтому из формул (5-1) и (5-2) находим:

$$\frac{P_1'}{P_1} = \frac{\eta_1}{\eta_1'}\left(\frac{r_0}{r_{0c}}\right)^2, \qquad (5\text{-}3)$$

где P_1' и P_1 — требуемые мощности передатчика (излучателя) при активном и полуактивном самонаведении соответственно;

η_1' и η_1 — коэффициенты направленного действия антенны передатчика при активном и полуактивном самонаведении соответственно.

Коэффициенты η_1' и η_1 тем больше, чем больше линейные размеры излучающих систем (антенн). Так как излучающая система, расположенная на *КП*, может иметь значительно бóльшие размеры, чем излучающая система, расположенная на ракете, то можно получить $\eta_1 \gg \eta_1'$.

Так, например, при использовании энергии радиоволн сантиметрового диапазона можно получить:

$$\frac{\eta_1}{\eta_1'} \approx 10^2. \qquad (5\text{-}4)$$

Однако если $r_0 \ll r_{0c}$, то, несмотря на это, может получиться

$$P_1' \ll P_1.$$

Так, например, при $\frac{r_0}{r_{0c}} \approx 10^{-2}$ из соотношений (5-3) и (5-4) получится:

$$\frac{P_1'}{P_1} \approx 10^{-2},$$

т. е. в этом случае при активном самонаведении потребуется значительно меньшая мощность передатчика, чем при полуактивном.

Однако, если $\frac{r_0}{r_{0c}} > 10^{-2}$, то активное самонаведение будет давать меньший выигрыш или даже проигрыш в энергетическом отношении. Кроме того, установка на ракете даже сравнительно маломощного передатчика может оказаться менее выгодной, чем установка на *КП* передатчика значительно большей мощности.

Из приведенного анализа следует, что активное самонаведение может оказаться выгоднее полуактивного в энергетическом соотношении лишь в тех сравнительно редких случаях, когда из соотношения (5-3) получится

$$\frac{P_1'}{P_1} \ll 1.$$

В большинстве же случаев более выгодно в энергетическом отношении полуактивное самонаведение.

5-3. СРАВНЕНИЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ, ТЕПЛОВЫХ, СВЕТОВЫХ И АКУСТИЧЕСКИХ СИСТЕМ САМОНАВЕДЕНИЯ

Основным недостатком акустических систем является малая скорость распространения звука. Большинство воздушных целей имеет скорости, сравнимые со скоростью звука в воздухе или даже превышающие эту скорость. Поэтому акустические системы самонаведения не применялись для поражения воздушных целей. Основная область применения этих систем — поражение подводных целей (использование ультразвуковых колебаний). Возможно также применение акустических систем для поражения неко-

торых видов наземных целей, интенсивно излучающих акустические колебания.

Основным преимуществом световых систем, основанных на использовании видимой части спектра электромагнитных волн, является возможность применения пассивного способа самонаведения, так как большинство целей излучает или отражает видимые лучи. Так, например, большинство воздушных целей отражает солнечный и лунный свет значительно сильнее, чем окружающий их фон, и такие цели поэтому могут быть выделены на этом фоне системой светового самонаведения. Однако световые системы имеют весьма существенный недостаток — очень резкую зависимость дальности действия от метеорологических условий.

Дождь, снег, туман и облака настолько резко снижают эту дальность, что самонаведение делается практически невозможным. Таким образом, надежное световое самонаведение возможно лишь при хороших метеорологических условиях. Но даже и при хороших метеорологических условиях световое самонаведение будет невозможно в тех направлениях, в которых в угол зрения угломера системы будет попадать значительная мешающая энергия от солнца или луны.

Значительно бо́льшую область применения могут иметь тепловые системы самонаведения, основанные на использовании инфракрасной части спектра электромагнитных волн. Инфракрасные (тепловые) лучи имеют диапазон волн 0,76—400 *мк*. Однако для целей самонаведения во второй мировой войне использовались волны в диапазоне 1—5 *мк*, так как в этом диапазоне находится максимум теплового излучения большинства целей, волны этого диапазона меньше затухают в атмосфере и более удобны для построения приемных устройств.

Большинство воздушных целей и многие наземные и морские цели являются достаточно сильными источниками тепловых лучей. Поэтому основным преимуществом тепловых систем, как и световых, является возможность применения пассивного способа самонаведения. Дальность действия тепловых систем в меньшей степени зависит от метеорологических условий, чем дальность действия световых систем. Однако и тепловые лучи сильно затухают в атмосфере при плохих метеорологических условиях (дождь, туман, облака). Кроме того, действию тепловых систем днем сильно мешает тепловое излучение солнца.

Наименьшую зависимость от метеорологических условий имеют радиотехнические системы самонаведения.

При длине волны порядка 10 *см* или больше работа радиотехнической системы практически не зависит от метеорологических условий.

В диапазоне волн 5—10 *см* действие метеорологических условий также незначительно и начинает существенно сказываться лишь при $\lambda<5$ *см*. Однако даже при $\lambda\leqslant 3$ *см* их действие на распространение радиоволн значительно меньше, чем на распространение тепловых или световых волн. Помехи от излучения солнца и луны также несравненно меньше.

Основным недостатком радиотехнических систем является невозможность применения в большинстве случаев пассивного способа самонаведения. Пассивное самонаведение возможно лишь в тех частных случаях, когда цель содержит радиолокатор или какой-либо радиопередатчик, работающий непрерывно или достаточно длительно на волне, близкой к волне системы самонаведения. Однако не всегда можно рассчитывать, что условия, необходимые для пассивного радиосамонаведения, будут выполнены; поэтому в общем случае приходится применять специальное облучение («подсвечивание») цели. Это усложняет аппаратуру управления, делает процесс управления менее скрытым и облегчает противнику возможность создания помех.

Приведенное выше сравнение различных систем самонаведения показывает, что каждая из этих систем имеет как серьезные преимущества, так и серьезные недостатки. Поэтому трудно предполагать, что какая-то из этих систем вытеснит в дальнейшем все остальные и займет монопольное положение. Наоборот, наиболее вероятным является развитие всех описанных выше систем. Однако в применении к реактивным объектам наибольшее распространение получили радиотехнические и тепловые системы самонаведения.

Тепловые системы, как правило, пассивны, а радиотехнические в большинстве случаев полуактивны или активны и лишь в специальных случаях пассивны.

В гл. 3 описаны три метода наведения ракеты на цель:

1. Метод погонной кривой.

2. Метод ПУ (метод последовательных упреждений).

3. Метод накрытия цели (наведение по трехточечной кривой).

Метод накрытия цели для самонаведения неприменим, так как он требует непрерывного определения направления ракета — *КП*, а при самонаведении *КП* не участвует в процессе управления.

Первые два метода наведения (погонная кривая и ПУ) могут быть осуществлены без использования *КП* и пригодны для самонаведения. Ниже рассматриваются последовательно оба эти метода. При этом самонаведение по погонной кривой рассматривается лишь применительно к наведению на наземные и морские цели, ибо, как указывалось выше (см. гл. 3), для наведения на быстро движущиеся воздушные цели метод погонной кривой мало пригоден.

5-4. САМОНАВЕДЕНИЕ ПО ПОГОННОЙ КРИВОЙ

Метод погонной кривой основан на поддержании равенства нулю угла упреждения β, т. е. угла между вектором скорости ракеты $\bar{V}_2$ и направлением ракета — цель $\bar{r}$ (см. рис. 3-1). Следовательно, для наведения по погонной кривой аппаратура управления должна измерять угол β и вырабатывать команды на рули в соответствии с величиной и знаком этого угла. Но β есть угол между векто рами $\bar{V}_2$ и $\bar{r}$. Направление $\bar{r}$ определяется при самонаведении весьма просто, так как самонаведение как раз и основано на использовании энергии, идущей от цели по этому направлению. Это направление определяется угломером или радиолокатором, установленным на ракете. Направление вектора скорости ракеты $\bar{V}_2$ может быть измерено различными способами. Простейший из этих способов основан на том, что вектор $\bar{V}_2$ в первом приближении можно считать совпадающим с продольной осью ракеты z, так как угол δ между направлениями $\bar{V}_2$ и z не превышает нескольких градусов [см. соотношение (1-7)].

Таким образом, простейший способ самонаведения по погонной кривой основан на измерении угла ψ между направлением на цель $\bar{r}$ и продольной осью ракеты z.

Для этой цели достаточно жестко установить измерительную систему угломера цели $x_1y_1z_1$ на корпусе ракеты (рис. 5-3) и направить ось z_1 этой системы вдоль продольной оси ракеты. Тогда угол ψ, измеряемый угломером, и будет в первом приближении соответствовать углу упреждения β:

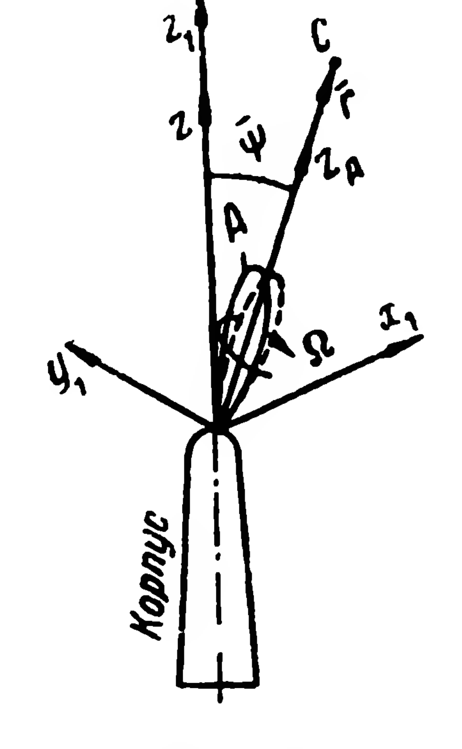
$$\psi = \bar{\beta} + \bar{\delta} \approx \bar{\beta}. \qquad (5\text{-}5)$$

Такую установку измерительной системы координат $x_1y_1z_1$ будем в дальнейшем называть установкой на корпусе.

При радиосамонаведении угломер (радиолокатор) с измерительной системой, установленной на корпусе, может быть осуществлен двумя способами:

а) с антенной, установленной на корпусе;

б) с автоследящей антенной, поворачивающейся относительно корпуса.



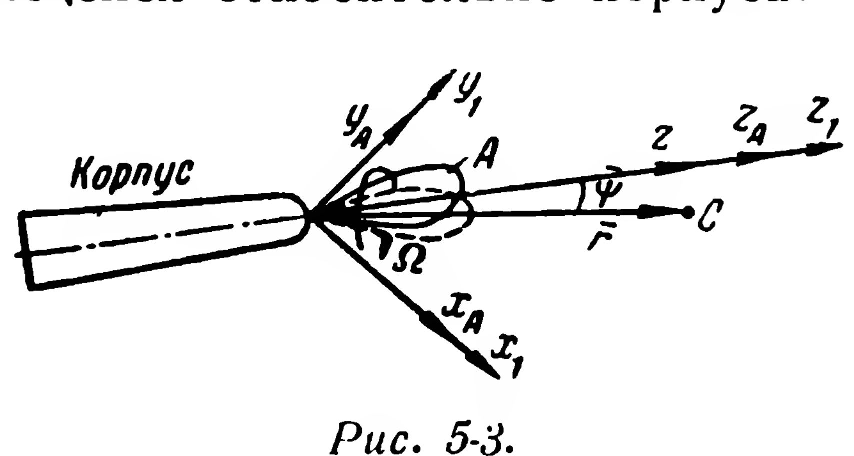


Рис. 5-3.

Рис. 5-4.

Принцип действия радиоугломера (радиолокатора) с антенной, установленной на корпусе, показан на рис. 5-3. Измерение угловых координат цели (направления на цель) производится при помощи равносигнальной зоны с осью z_A, создаваемой, например, вращением или переключением диаграммы направленности антенны A радиоугломера (радиолокатора). Антенна устанавливается на корпусе ракеты таким образом, что система координат равносигнальной зоны $x_Ay_Az_A$ оказывается неподвижной относительно корпуса, а ось z_A равносигнальной зоны совпадает с продольной осью ракеты z. Тогда очевидно, что система координат равносигнальной зоны $x_Ay_Az_A$ и является измерительной системой координат $x_1y_1z_1$, в которой измеряется направление на цель $\bar{r}$.

Принцип действия радиоугломера (радиолокатора) с автоследящей антенной показан на рис. 5-4. В этом случае антенна радиоугломера (радиолокатора) поворачивается относительно корпуса ракеты при помощи электродвигателей таким образом, чтобы ось z_A ее равносигнальной зоны в каждый момент времени была направлена точно на цель (в дейст-

вительности из-за неточности автослежения ось z_A не будет точно совпадать с направлением на цель). Полагая, что геометрическая ось антенны достаточно точно совпадает с ее радиоосью (т. е. с осью равносигнальной зоны z_A), можно считать, что геометрическая ось автоследящей антенны совпадает с направлением на цель $\bar{r}$. Положение геометрической оси антенны относительно корпуса ракеты измеряется при помощи потенциометрических датчиков, установленных на корпусе ракеты и образующих измерительную систему координат $x_1y_1z_1$.

Второй способ самонаведения на погонной кривой основан на измерении вектора скорости ракеты при помощи флюгера (прибора, определяющего направление воздушного потока).

Простейший флюгер, изображенный на рис. 5-5, состоит из пластинки OA, закрепленной шарнирно в точке O. Под действием воздушного потока эта пластинка занимает положение, совпадающее с направлением воздушного потока. Поэтому флюгер, шарнирно закрепленный на корпусе ракеты и обтекаемый неискаженным воздушным потоком, будет указывать направление скорости ракеты относительно этого потока, называемой воздушной скоростью $\bar{V}_{2a}$. При отсутствии ветра, т. е. при отсутствии движения воздушного потока относительно земли, воздушная скорость ракеты $\bar{V}_{2a}$ совпадает с истинной скоростью ракеты относительно земли $\bar{V}_2$.

При наличии ветра со скоростью $\bar{V}_в$

$$\bar{V}_2 = \bar{V}_{2a} + \bar{V}_в, \tag{5-6}$$

или

$$\bar{V}_{2a} = \bar{V}_2 - \bar{V}_в, \tag{5-6'}$$

т. е. при наличии ветра, флюгер указывает направление не истинной скорости ракеты $\bar{V}_2$, а ее воздушной скорости $\bar{V}_{2a}$, отличающейся от истинной скорости на величину скорости ветра $\bar{V}_в$. Однако $V_в \ll V_2$ и в первом приближении можно считать, что флюгер измеряет направление скорости ракеты $\bar{V}_2$.

Системы радиосамонаведения, основанные на использовании флюгера, можно разбить на следующие:

Первый вид. Системы с силовым флюгером.

Второй вид. Системы с измерительным флюгером и угломером с антенной, жестко установленной на корпусе.

Третий вид. Системы с измерительным флюгером и угломером с автоследящей антенной.

Принцип действия системы с силовым флюгером показан на рис. 5-6.

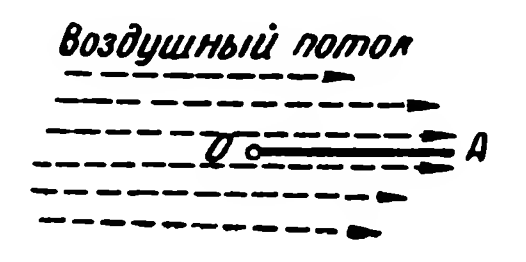


Рис. 5-5.

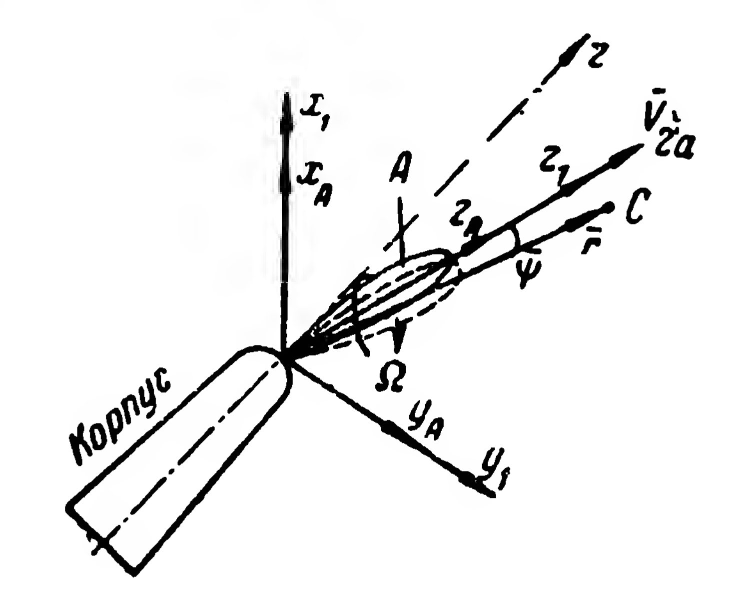


Рис. 5-6.

Антенная система радиоугломера (радиолокатора) жестко связывается с достаточно мощным, т. е. силовым, флюгером таким образом, что флюгер обеспечивает совпадение оси равносигнальной зоны антенны z_A с направлением воздушной скорости ракеты $\overline{W}_{2a}$. Поэтому радиоугломер измеряет направление на цель $\mathbf{r}$ в системе координат $x_A y_A z_A$, жестко связанной с флюгером. Следовательно, в данном случае измерительной системой координат $x_1 y_1 z_1$ является система координат равносигнальной зоны $x_A y_A z_A$. Угол $\overline{\psi}$, измеренный в этой системе координат, используется для образования команд на рули ракеты.

Принцип действия системы с измерительным флюгером и радиоугломером, установленным неподвижно на корпусе ракеты, показан на рис. 5-7. Радиоугломер, имеющий антенну, жестко связанную с корпусом ракеты, измеряет угол $\overline{\psi}_1$, дающий направление на цель в системе координат $x_1 y_1 z_1$, жестко связанной с корпусом ракеты. В этой же системе координат измеряется угол $\overline{\psi}_2$, дающий направление вектора $\overline{V}_{2a}$, при помощи измерительного, т. е. маломощного, флюгера.

Разностный угол

$$\overline{\psi}=\overline{\psi}_1-\overline{\psi}_2 \qquad (5\text{-}7)$$

используется для образования команд на рули. Блок-схема системы управления, основанной на этом принципе, изображена на рис. 5-8.

На выходе пеленгатора получается напряжение

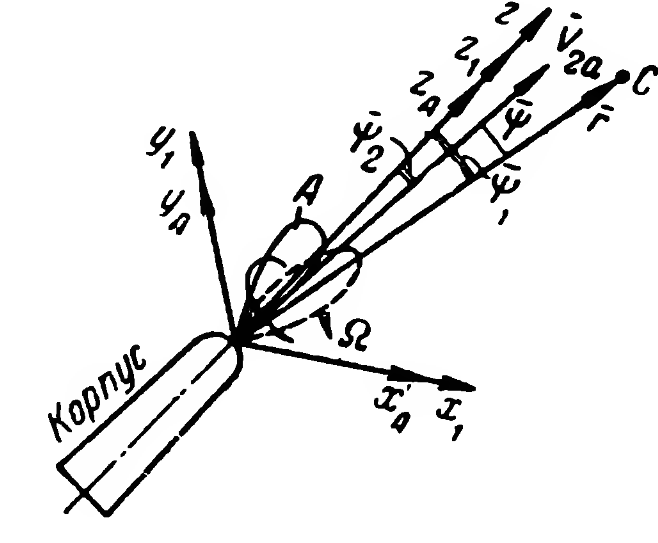


Рис. 5-7

$$\dot{U}_1=\dot{K}_1\overline{\psi}_1,$$

где $\dot{K}_1$ — коэффициент передачи пеленгатора.

На выходе измерительного флюгера получается напряжение

$$\dot{U}_2=\dot{K}_2\overline{\psi}_2,$$

где $\dot{K}_2$ — коэффициент передачи измерительного флюгера.

Напряжения $\dot{U}_1$ и $\dot{U}_2$ поступают на суммирующий каскад (*СК*), на выходе которого образуется результирующее напряжение

$$\dot{U}_p=\dot{U}_1-\dot{U}_2=\dot{K}_1\overline{\psi}_1-\dot{K}_2\overline{\psi}_2. \qquad (5\text{-}7')$$

Это напряжение подается на автопилот и является базой для образования команд.

Если

$$\dot{K}_2=\dot{K}_1,$$

то

$$\dot{U}_p=\dot{K}_1(\overline{\psi}_1-\overline{\psi}_2)=\dot{K}_1\overline{\psi}.$$

Если построить систему регулирования так, чтобы в установившемся режиме было $u_p(t)=0$, то при этом будет $\psi_{уст}=0$, т. е. вектор скорости ракеты $\overline{V}_{2a}$ будет стремиться точно совпасть с направлением на цель. Однако в действительности точного равенства коэффициентов передачи обоих каналов измерения $\dot{K}_1$ и $\dot{K}_2$ добиться невозможно и будет иметь место некоторая ошибка.

Из (5-7') получим:

$$\dot{U}_p=\dot{K}_1(\overline{\psi}+\Delta\overline{\psi}),$$

где ошибка

$$\overline{\Delta\psi} = \frac{\dot{K}_1 - \dot{K}_2}{\dot{K}_1}\,\overline{\psi}_2 = \frac{\Delta\dot{K}}{\dot{K}_1}\,\overline{\psi}_2. \qquad (5\text{-}7'')$$

Для того чтобы уменьшить эту ошибку, необходимо обеспечить возможно лучшее совпадение коэффициентов передачи $\dot{K}_1$ и $\dot{K}_2$.

Принцип действия системы с измерительным флюгером и автоследящей антенной показан на рис. 5-9 (рис. 5-9 построен в предположении идеального автосложения за целью). Этот способ отличается от предыдущего только тем, что угол $\overline{\psi}_1$ измеряется не при помощи антенны, уста-

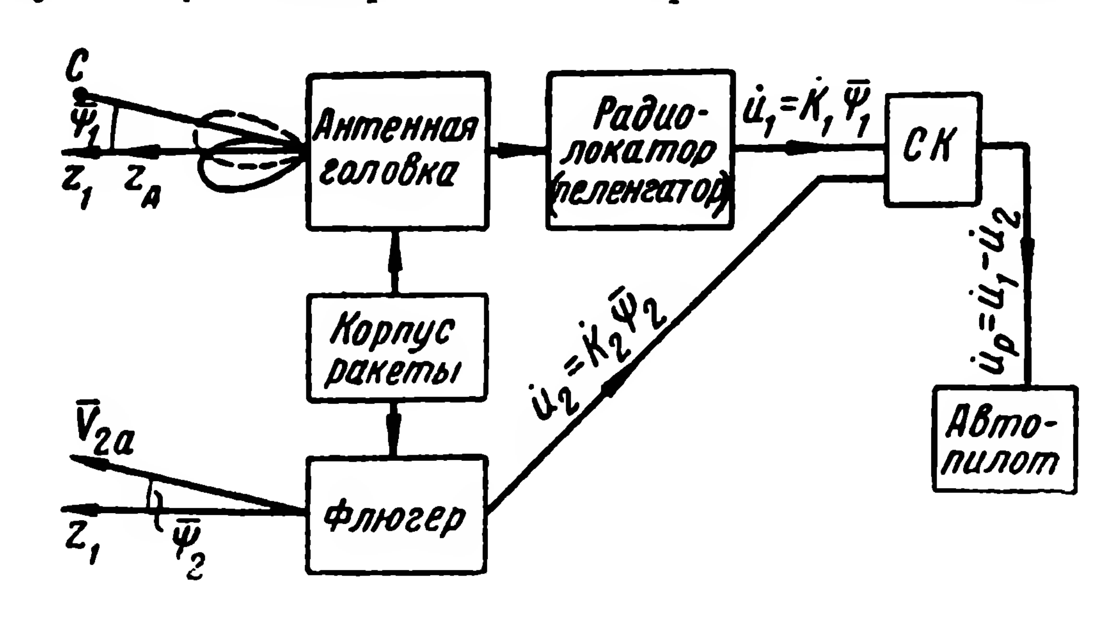


Рис. 5-8.

новленной на корпусе, а при помощи антенны, автоследящей за целью. Геометрическая ось этой антенны указывает направление на цель в системе координат $x_1y_1z_1$, связанной с корпусом ракеты.

Описанные выше способы осуществления самонаведения по погонной кривой могут быть сведены к следующим двум группам:

Первая группа. Способы, основанные на измерении угла $\overline{\psi}_1'$ между направлением на цель и продольной осью ракеты, в том числе:

а) с применением антенны угломера, жестко установленной на корпусе;

б) с применением автоследящей антенны.

Вторая группа. Способы, основанные на измерении угла $\overline{\psi}''$ между направлением на цель и вектором воздушной скорости $\overline{V}_{2a}$, в том числе:

а) с силовым флюгером;

б) с измерительным флюгером и антенной на корпусе;

в) с измерительным флюгером и автоследящей антенной.

Для иллюстрации всех приведенных выше способов был выбран радиотехнический метод самонаведения. Но, очевидно, что эти способы могут применяться и при тепловом или световом самонаведении, если вместо радиоугломера использовать тепловые или световые угломеры.

Указанные выше пять способов осуществления самонаведения по погонной кривой далеко не исчерпывают всех возможностей, но достаточно типичны и дают представление об особенностях данного метода самонаведения.

Ниже дано краткое сравнение этих способов.

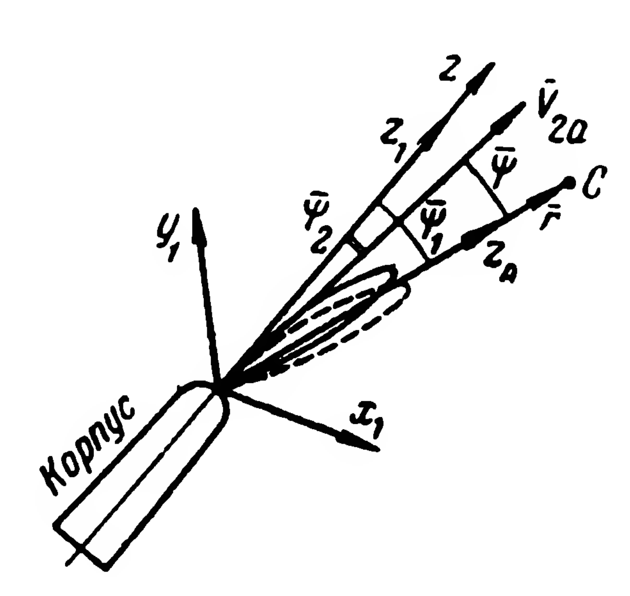


Рис. 5-9

Особенностью способов 1,б и 2,в по сравнению с остальными является применение антенны, автоследящей за целью.

Основным преимуществом, даваемым автоследящей антенной по сравнению с антенной, установленной на корпусе или флюгере, является меньшая опасность потери цели угломером при вводе цели в зону действия угломера и в самом процессе управления. Благодаря этому угол зрения угломера может быть взят более острым. Уменьшение же угла зрения повышает дальность действия системы управления (так как энергия концентрируется более узким пучком), ее угловую чувствительность и угловую разрешающую способность. Однако применение автоследящей антенны усложняет конструкцию системы управления и вводит дополнительный источник погрешности — погрешность автослежения за целью.

Основным недостатком способа 2,а по сравнению с остальными способами второй группы является сложность сочетания достаточно простой конструкции блока «антенна — силовой флюгер» с достаточной точностью показаний флюгера, так как для уменьшения погрешности флюгер должен устанавливаться в таком месте ракеты, где воздушный поток не искажен заметно корпусом и оперением ракеты. Благодаря этому от измерительного флюгера значительно легче получить требуемую точность, чем от силового.

Сравним, наконец, способы второй группы со способами первой группы.

Особенностью способов второй группы является то, что базой для образования команд на рули является угол $\overline{\psi''}$ между направлением на цель и воздушной скоростью ракеты (рис. 5-10):

$$\overline{\psi''} = \widehat{(\overline{r}, \overline{V}_{2a})}. \tag{5-8}$$

Если скорость ветра $\overline{V}_в$ не измеряется каким-либо специальным способом и не вводится в команду на рули, то идеальная система управления будет стремиться управлять ракетой так, чтобы в установившемся режиме выполнилось условие

$$\psi'' = 0. \tag{5-9}$$

При этом, как следует из рис. 5-10, угол упреждения равен:

$$\beta = \Delta, \tag{5-10}$$

где Δ — угол между векторами $\overline{V}_{2a}$ и $\overline{V}_2$.

Выясним, как будет влиять наличие ошибки Δ, вызываемой ветром, на точность самонаведения. Из условия (5-9) следует, что ракета будет стремиться лететь так, чтобы ее воздушная (а не истинная) скорость $\overline{V}_{2a}$ в каждый момент времени была направлена на цель. Этому соответствует рис. 5-11 (в земной системе координат).

Пусть в течение всего времени самонаведения скорость ветра постоянна:

$$\overline{V}_в = \text{const}. \tag{5-11}$$

Тогда удобно заменить анализ в земной системе координат анализом в системе координат, связанной с воздушным потоком, т. е. с ветром (рис. 5-12) В этой системе координат цель будет иметь скорость

$$\overline{V}'_1 = \overline{V}_1 - \overline{V}_в, \tag{5-12}$$

а ракета

$$\overline{V}'_2 = \overline{V}_2 - \overline{V}_в = \overline{V}_{2a}. \tag{5-13}$$

Так как скорость $\overline{V}_{2a}$ всегда направлена на цель [из условия (5-9)], то в движущейся системе координат ракета

будет наводиться на цель, имеющую скорость V_1, точно по погонной кривой. Следовательно, при постоянной скорости ветра действие ветра эквивалентно тому, что ракета, имеющая скорость $\bar{V}_{2a}$, наводится по погонной кривой на цель, имеющую скорость $\bar{V}_1' = \bar{V}_1 - \bar{V}_в$, где $\bar{V}_1$ — истинная скорость цели; $\bar{V}_в$ — скорость ветра.

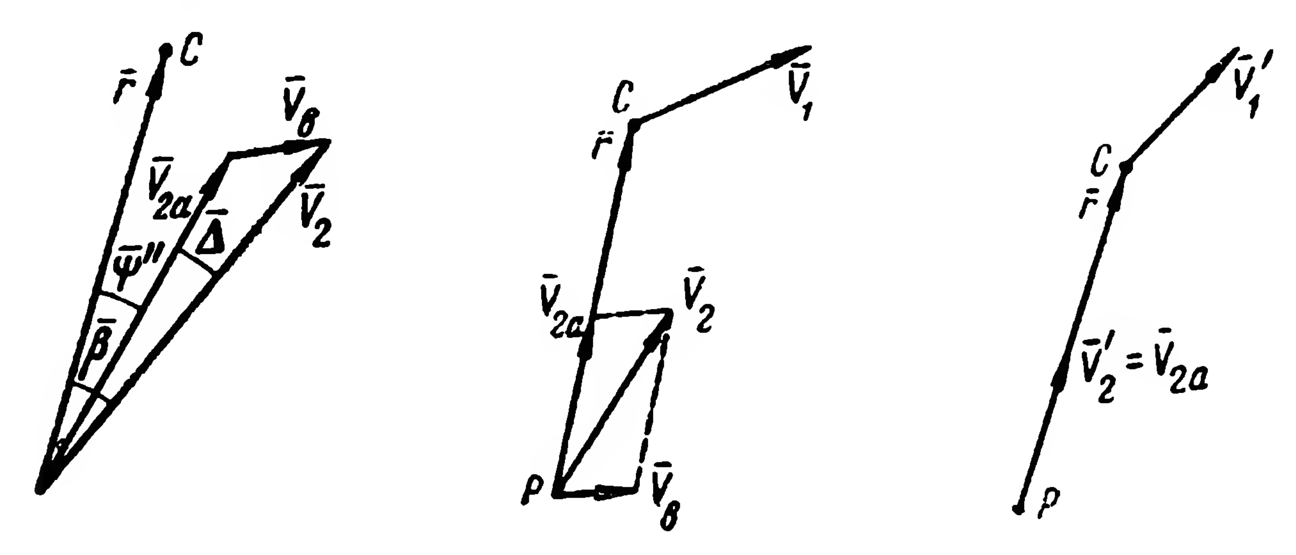


Рис. 5-10. Рис. 5-11. Рис. 5-12.

Так как при наведении по погонной кривой максимальная ошибка наведения $d_{макс}$, вызываемая кривизной траектории, определяется по формуле (3-12), то получаем:

а) при отсутствии ветра

$$d_{макс} = \frac{V_1^2}{2W_{рм}}; \qquad (5\text{-}14)$$

б) при наличии ветра

$$d'_{макс} = \frac{(V_1')^2}{2W_{рм}}. \qquad (5\text{-}15)$$

Следовательно,

$$\frac{d'_{макс}}{d_{макс}} = \left(\frac{V_1'}{V_1}\right)^2 \qquad (5\text{-}16)$$

В худшем случае, когда

$$V_1' = V'_{макс} = V_1 + V_в,$$

$$d'_{макс} = \frac{(V_1 + V_в)^2}{2W_{рм}}; \qquad (5\text{-}15')$$

$$\frac{d'_{макс}}{d_{макс}} = \left(1 + \frac{V_в}{V_1}\right)^2 \qquad (5\text{-}16')$$

Формулы (5-15′) и (5-16′) показывают, насколько может увеличиться ошибка наведения за счет действия ветра.

Как указывалось в гл. 3, метод погонной кривой дает удовлетворительные результаты лишь при наведении на медленные цели — наземные или морские.

Для этих целей

$$V_1 \leqslant 15 \div 30 \text{ м/сек.} \tag{5-17}$$

Скорость ветра может достигать при сильном ветре примерно такой же величины:

$$V_в \leqslant 15 \div 30 \text{ м/сек.} \tag{5-18}$$

Рассмотрим для иллюстрации два числовых примера.

Пример 1. $V_1 = 0$; $V_в = 15$ *м/сек*; $W_{рм} = 2g$. Тогда при отсутствии ветра ошибка за счет кривизны траектории равна нулю, а при наличии ветра $d'_{макс} = 5{,}5$ *м*.

Пример 2. $V_1 = 15$ *м/сек*; $V_в = 15$ *м/сек*; $W_{рм} = 2g$. Тогда $d_{макс} = 5{,}5$ *м*; $d'_{макс} = 22$ *м*.

Из этих примеров видно, что сильный ветер может значительно увеличивать ошибку наведения. Однако такая ошибка получается лишь в самом худшем случае, при совпадении ряда неблагоприятных обстоятельств, а именно:

а) в момент начала самонаведения угол α_0 близок к 90° ($\alpha_0 \approx 60 \div 120°$) (см. рис. 3-6 и 3-7), так как только в этом случае справедлива формула (5-14);

б) скорость ветра велика, постоянна и направлена в наиболее опасном направлении (против скорости цели).

Кроме того, при выводе формулы (5-16) предполагалось, что появление сильного ветра, даже встречного, не меняет скорости цели $\overline{V}_1$ в земной системе координат. В действительности же скорость цели V_1 может несколько уменьшиться, особенно в случае морской цели. Так как вероятность совпадения всех указанных обстоятельств невелика, то указанная ошибка, вызываемая кривизной траектории, при наличии ветра будет в большинстве случаев значительно меньше максимально возможной ошибки $d'_{макс}$.

Для уменьшения ошибки от действия ветра можно измерять скорость ветра $\overline{V}_в$ и вводить соответствующую поправку в команды управления. Однако автоматическое измерение скорости $\overline{V}_в$, т. е. скорости воздушного потока относительно земли, при помощи аппаратуры, установленной на быстро летящей ракете, представляет большие трудности. Значительно удобнее производить приближен-

ное измерение скорости ветра с командного пункта, расположенного на самолете-матке. Но при этом удалось бы вводить в команды управления только то значение скорости ветра $\overline{V}_в$, которое справедливо лишь для места старта ракеты, и нельзя было бы учесть изменений скорости ветра в процессе полета ракеты, которые могут быть весьма существенными, так как ракета (торпеда, бомба) в процессе полета переходит из верхних слоев атмосферы в нижние и пролетает довольно большие расстояния. Поэтому задача введения поправки на ветер достаточно простым и точным способом (при наведении по погонной кривой) не получила во время минувшей войны практического решения.

Таким образом, одним из недостатков способов самонаведения, основанных на применении флюгера, является наличие дополнительной ошибки, вызываемой ветром.

Рассмотрим теперь особенности первой группы способов самонаведения по погонной кривой, в которых флюгер отсутствует. Как указывалось выше, эта группа способов основана на измерении угла $\overline{\psi}$ между направлением на цель $\overline{r}$ и продольной осью ракеты.

Из формулы (5-5) следует, что этот угол отличается от истинного угла упреждения β на величину угла δ между продольной осью ракеты и ее скоростью $\overline{V}_2$:

$$\overline{\psi}=\overline{\beta}+\overline{\delta}. \tag{5-19}$$

Если $\overline{\psi}$ является единственной измеряемой величиной, вводимой в команды управления, то проще всего обеспечить такое регулирование, при котором $\psi\rightarrow 0$. Поэтому предположим, что ракета будет лететь так, чтобы непрерывно выполнялось условие

$$\psi=0, \tag{5-20}$$

и выясним, какие могут возникнуть ошибки наведения за счет того, что угол $\overline{\psi}$ не равен углу упреждения $\overline{\beta}$.

Из формул (5-19) и (5-20) следует, что при этом

$$\overline{\beta}=-\overline{\delta}, \tag{5-21}$$

т. е. ракета будет лететь не точно по погонной кривой ($\beta=0$), а с некоторым углом упреждения.

При отсутствии ветра угол $\overline{\delta}$ складывается из угла атаки $\overline{\alpha}_a$ и угла скольжения $\overline{\alpha}_c$ (см. рис. 1-14):

$$\left.\begin{aligned} \overline{\delta} &= \overline{\delta}_0 = \overline{\alpha}_a + \overline{\alpha}_c; \\ \delta_0 &= \sqrt{\alpha_a^2 + \alpha_c^2} \end{aligned}\right\} \tag{5-22}$$

Полагая для простоты, что $\alpha_c^2 \ll \alpha_a^2$, получим:

$$\overline{\delta}_0 \approx \overline{\alpha}_a. \tag{5-22'}$$

При наличии ветра

$$\overline{\beta} = \overline{\delta}_0 + \overline{\Delta} \approx \overline{\alpha}_a + \overline{\Delta}, \tag{5-23}$$

где $\overline{\Delta}$ — угол между векторами $\overline{V}_{2a}$ и $\overline{V}_2$ (рис. 5-13). В худшем случае, когда углы $\overline{\delta}_0$ и $\overline{\Delta}$ лежат в одной плоскости и совпадают по направлению,

$$\beta = \delta_0 + \Delta \approx \alpha_a + \Delta. \tag{5-24}$$

Обычно

$$\alpha_a \leqslant 10^\circ; \ \Delta_{макс} \approx \frac{V_в}{V_{2a}} \approx \frac{V_в}{V_2}. \tag{5-25}$$

Так как

$$V_в \leqslant 15 \div 30 \ м/сек \ \text{и} \ V_2 \geqslant 300 \ м/сек,$$

то

$$\Delta_{макс} \leqslant 3 \div 6^\circ; \tag{5-26}$$

поэтому

$$\beta \leqslant 15^\circ. \tag{5-27}$$

Выясним, к каким ошибкам может привести отличие угла упреждения от нуля.

Для этого рассмотрим простейший случай, когда цель неподвижна, а угол β не изменяется в процессе полета, т. е.

$$V_1 = 0; \tag{5-28}$$

$$\beta = \text{const}. \tag{5-29}$$

Первое допущение может иметь место в действительности, а второе допущение является довольно грубой идеализацией. В действительности угол β будет изменяться в процессе полета и ошибка будет меньше, чем при $\beta = \beta_{макс} = \text{const}$. Поэтому, полагая $\beta = \beta_{макс} = \text{const}$,

мы находим предельную величину ошибки, которая одновременно может служить грубой оценкой реальной величины ошибки. При указанных допущениях справедлив рис. 5-14.

Неподвижная цель находится в начале системы координат xOy. Вектор скорости ракеты $\bar{V}_2$ все время совпадает с плоскостью xOy. При отсутствии ошибки упреж-

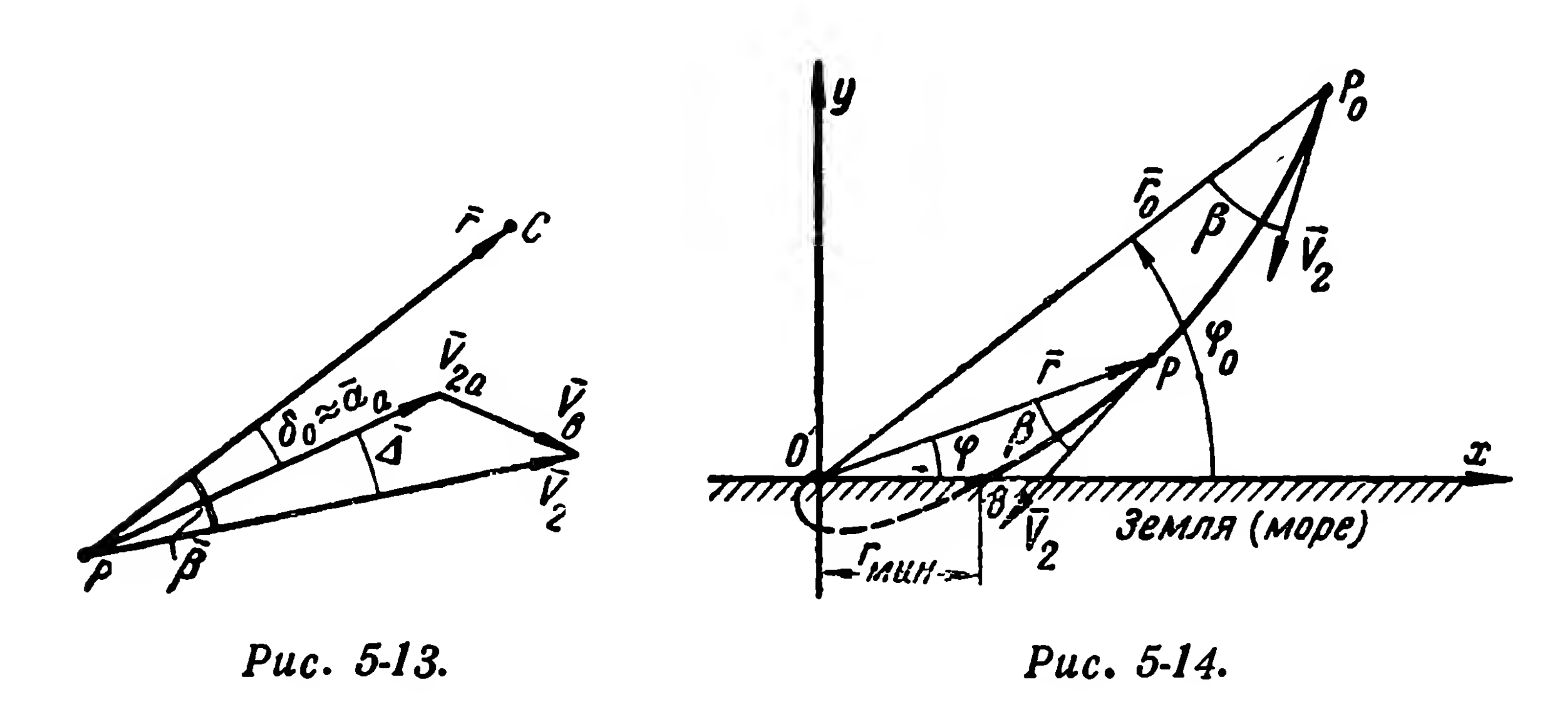


Рис. 5-13. *Рис. 5-14.*

дения, т. е. при $\beta = 0$, траектория ракеты совпадала бы с прямой P_0O. При наличии постоянной ошибки ($\beta = \text{const}$) ракета движется по кривой P_0PB.

Для нахождения формы и кривизны этой траектории рассмотрим бесконечно малое перемешени ракеты, изображенное на рис. 5-15. За время dt ракета проходит путь

$$dS = V_2 dt.$$

При этом радиус-вектор ракеты $\bar{r}$ поворачивается на угол $d\varphi$ и изменяется на величину dr. Из рис. 5-15 следует:

$$-d\varphi = \frac{\overline{P'B}}{r} = \frac{dS \sin\beta}{r}; \qquad (5\text{-}30)$$

$$-dr \approx dS \cos\beta. \qquad (5\text{-}31)$$

Поэтому

$$\frac{dr}{d\varphi} = \frac{r}{\operatorname{tg}\beta};$$

$$\int \frac{dr}{r} = \int \frac{d\varphi}{\operatorname{tg}\beta} + \ln C.$$

т. е.

$$\ln r = \frac{\varphi}{\operatorname{tg}\beta} + \ln C$$

и

$$r = Ce^{\frac{\varphi}{\operatorname{tg}\beta}}$$

Так как в начале самонаведения

$$r = r_0 \text{ и } \varphi = \varphi_0,$$

то

$$C = r_0 e^{-\frac{\varphi_0}{\operatorname{tg}\beta}}$$

и

$$r = r_0 e^{\frac{\varphi - \varphi_0}{\operatorname{tg}\beta}} \qquad (5\text{-}32)$$

Следовательно, траектория ракеты является логарифмической спиралью.

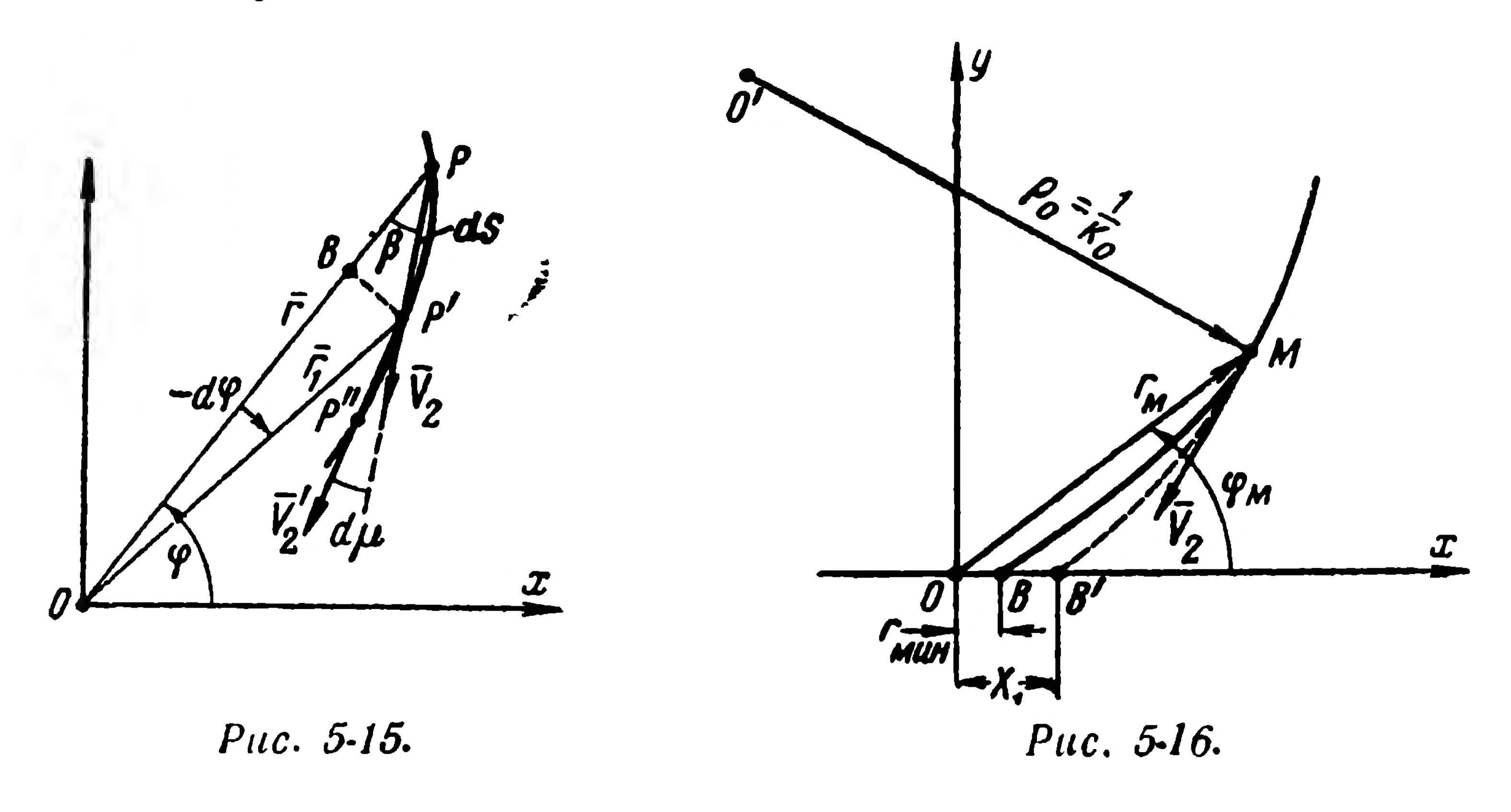


Рис. 5-15. Рис. 5-16.

Кривизна траектории выражается, как известно, формулой

$$K = \frac{d\mu}{dS}, \qquad (5\text{-}33)$$

где μ — угол поворота касательной к траектории при перемещении вдоль траектории на величину dS.

Но из рис. 5-15 следует, что

$$(d\mu + \beta) = (-d\varphi + \beta),$$

т. е.

$$d\mu = -d\varphi;$$

поэтому

$$K = -\frac{d\varphi}{dS}$$

Учитывая формулу (5-30), получаем окончательно:

$$K = \frac{\sin\beta}{r} \qquad (5\text{-}34)$$

Как видно из этой формулы, кривизна траектории монотонно возрастает по мере приближения ракеты к цели.

Рассмотрим сначала полет ракеты в вертикальной плоскости. В этом случае ось x является границей земной или водной поверхности (рис. 5-14), и точка B будет крайней точкой спиральной траектории. В этой точке кривизна максимальна и равна:

$$K_B = \frac{\sin\beta}{r_{мин}} \approx \frac{\beta}{r_{мин}}, \qquad (5\text{-}35)$$

где

$$r_{мин} = r_0 e^{-\frac{\varphi_0}{\operatorname{tg}\beta}} \approx r_0 e^{-\frac{\varphi_0}{\beta}} \qquad (5\text{-}36)$$

Из формулы (2-4) следует, что максимально возможная кривизна траектории, по которой еще может следовать ракета,

$$K_0 = \frac{1}{\rho_0} = \frac{W_0}{V_2^2}$$

Поэтому, если для данной траектории $K > K_0$, то ракета сходит с этой траектории. Следовательно, в рассматриваемом примере возможны два случая:

Первый: $K_B \leqslant K_0$.

В этом случае ракета следует по спиральной кривой вплоть до точки B и, следовательно, возникает ошибка наведения

$$d = r_{мин} = r_0 e^{-\frac{\varphi_0}{\beta}} \qquad (5\text{-}37)$$

Второй: $K_B > K_0$.

В этом случае ракета сходит со спиральной кривой в той точке M, в которой $K_M = K_0$. Этот случай изображен на рис. 5-16. В точке M ракета сходит со спирали MB и движется далее по окружности (изображена пунктиром)

радиуса $\rho_0 = \frac{1}{K_0}$ вплоть до встречи с земной или водной поверхностью в точке B'.

Следовательно, в этом случае ошибка наведения

$$d = x_1. \tag{5-38}$$

Анализ рис. 5-16 дает следующее выражение для ошибки x_1:

$$d = x_1 = \rho_0 \left[\sqrt{1 + \left(\frac{\operatorname{tg} \beta}{\sin \varphi_M} \right)^2} - 1 \right] \sin \varphi_M \cos \beta, \tag{5-39}$$

где

$$\varphi_M = \varphi_0 - (\operatorname{tg} \beta) \ln \left(\frac{r_0}{\rho_0 \sin \beta} \right). \tag{5-40}$$

Если из формулы (5-40) получается $\varphi_M < 0$, то это означает, что $K_B < K_0$, т. е. имеет место не второй, а первый случай.

Если формула (5-40) дает $\varphi_M > \varphi_0$, т. е. $r_0 < \rho_0 \sin \beta$, то это означает, что даже в начале самонаведения, т. е. при $r = r_0$, кривизна траектории больше допустимой и ракета с самого начала наведения не может следовать по спиральной траектории.

В большинстве реальных случаев $\left(\frac{\operatorname{tg} \beta}{\sin \varphi_M} \right) \leq 0{,}5$ и $\beta \leq 15°$. В этих случаях формулы (5-39) и (5-40) упрощаются и принимают следующий вид:

$$d = x_1 \approx \frac{\rho_0 \beta^2}{2 \sin \varphi_M}, \tag{5-39'}$$

где

$$\varphi_M \approx \varphi_0 - \beta \ln \left(\frac{r_0}{\rho_0 \beta} \right). \tag{5-40'}$$

Из формул (5-37), (5-39') и (5-40') следует, что ошибка d возрастает с увеличением величин β и r_0 и уменьшением угла φ_0. Рассмотрим для иллюстрации несколько числовых примеров.

Пример 1. $\varphi_0 = 30°$; $V_2 = 300$ *м/сек*; $W = 2g$; $r_0 = 10$ *км*; $\beta = 12°$

В этом случае $\rho_0 = \frac{V_2^2}{W} = 4500$ *м*, и из формулы (5-40) находим:

$$\varphi_M = 0{,}04 > 0.$$

Следовательно, имеет место второй случай.

Так как в данном случае $\frac{\operatorname{tg} \beta}{\operatorname{tg} \varphi_M} > 0{,}5$, то ошибку d следует находить по формуле (5-39), которая дает $d \approx 700$ *м*.

Пример 2. $\varphi_0 = 12°$. Остальные данные такие же, как в примере 1.

В этом случае из формулы (5-40) получается $\varphi_M < 0$, т. е. имеет место первый случай и ошибка d определяется по формуле (5-37), которая дает:

$$d = 10\,000\, e^{-\frac{12}{12}} = 3700 \text{ м}. \tag{5-41}$$

Пример 3. $\beta = 1{,}2°$; $\varphi_0 = 12°$; $V_2 = 300$ *м/сек*; $W = 2g$; $r_0 = 10$ *км*

В этом случае $\varphi_M = 0{,}11 > 0$; $\frac{\operatorname{tg} \beta}{\operatorname{tg} \varphi_M} \approx 0{,}2 < 0{,}5$; поэтому ошибку d можно определять по упрощенной формуле (5-39′), которая дает:

$$d = 8 \text{ м}. \tag{5-42}$$

Из формул (5-39′) и (5-40′) следует, что с изменением угла β ошибка d изменяется весьма резко: более резко, чем по квадратичному закону. Это следует и из сравнения соотношений (5-41) и (5-42): уменьшение угла β с 12 до 1,2°, т. е. в 10 раз, привело к уменьшению ошибки с 3700 до 8 *м*, т. е. в 460 раз.

Поэтому можно считать угловую ошибку β допустимой, если

$$\beta \leqslant 1°. \tag{5-43}$$

До сих пор мы рассматривали полет ракеты в вертикальной плоскости. Рассмотрим теперь случай, когда угловая ошибка β лежит в горизонтальной плоскости и, следовательно, искажает траекторию ракеты в горизонтальной плоскости. В этом случае опять будет справедлив рис. 5-14, с той разницей, что плоскость xOy будет теперь не вертикальной, а горизонтальной и вследствие этого ось x уже не будет являться границей движения ракеты.

Если бы ракета имела бесконечно большую маневренность ($W_{рм} \to \infty$), то она следовала бы по спирали далее точки B, вплоть до точной встречи с целью в точке O (пунктирная кривая на рис. 5-14). Однако вследствие ограниченной маневренности ракета всегда будет сходить со спирали в некоторой точке M и, двигаясь далее по окружности, пролетать мимо цели. Поэтому в данном случае можно снова воспользоваться рис. 5-16, но учесть, что теперь ракета может двигаться по окружности и после пересечения оси x. Тогда получим картину, изображенную на рис. 5-17.

В данном случае ошибка наведения d будет, очевидно, равняться минимальному расстоянию от цели, т. е. от точки O, до траектории ракеты, т. е. до окружности:

$$d = \overline{ON}, \tag{5-44}$$

где $\overline{ON}$ — минимальное расстояние от точки O до окружности MND.

Анализ рис. 5-17 дает следующий результат:

$$d = \overline{ON} = \rho_0 \sqrt{\sin^2\beta - 2(\sqrt{1+\sin^2\beta} - 1}. \tag{5-45}$$

Учитывая малость угла β [см. соотношение (5-27)], можно с большой точностью полагать, что

$$\sin^2\beta \approx \beta^2 \ll 1.$$

Тогда формула (5-45) сильно упрощается и принимает вид:

$$d = \frac{\rho_0\beta^2}{2} \tag{5-46}$$

Сравнивая формулы (5-46) и (5-39′), убеждаемся, что при одинаковой величине ошибки упреждения β ошибка наведения d в горизонтальной плоскости получается меньшей, чем в вертикальной. Этот результат вполне понятен, так как при движении в горизонтальной плоскости ось x не является границей движения и ракета, пересекая эту ось, имеет возможность приблизиться к цели, находящейся в начале координат.

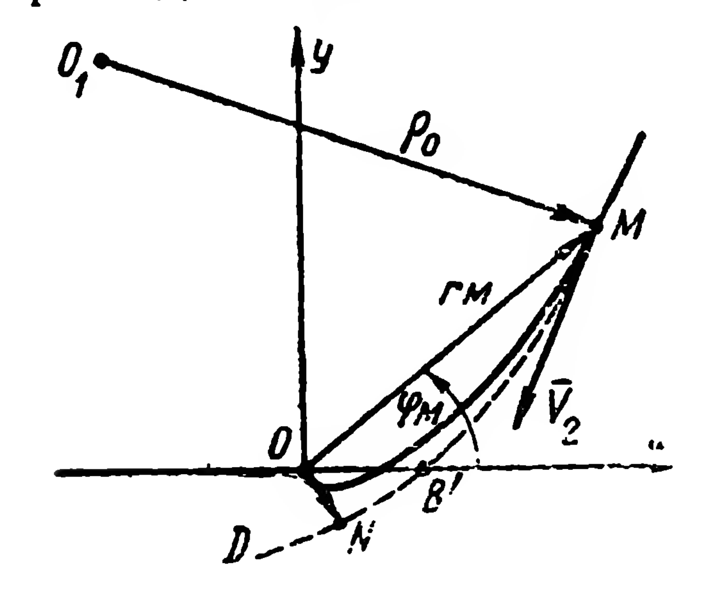


Рис. 5-17.

Рассмотрим числовой пример, полагая, как и в примере 3 для вертикальной плоскости, что $\beta = 1{,}2° = 0{,}02$; $V_2 = 300$ *м/сек* и $W = 2g$. Тогда $\rho_0 = 4500$ *м*, и по формуле (5-46) получаем $d = 0{,}9$ *м*. При $\beta > 4°$ получается $d > 10$ *м*, т. е. ошибка наведения оказывается большой.

Приведенный выше приближенный анализ ошибок наведения, вызываемых отличием угла упреждения β от нуля, позволяет сделать следующие основные заключения:

а) ошибка наведения d весьма резко зависит от ошибки упреждения β (по квадратичному закону или даже в бо́льшей степени);

б) наиболее опасной является вертикальная компонента угла $\overline{\beta}$;

в) для того чтобы ошибка наведения не превышала несколько метров, должно выполняться условие

$$\beta \leqslant 1 \div 2^{\circ} \tag{5-47}$$

Но выше было выяснено [см. формулы (5-24) и (5-27)], что первая группа способов наведения дает ошибку упреждения

$$\beta \simeq \alpha_a + \Delta, \tag{5-48}$$

где угол атаки $\alpha_a \leqslant 10^{\circ}$, а угловая ошибка, вызываемая ветром, $\Delta \leqslant 3 \div 6^{\circ}$

Следовательно, при отсутствии специальной коррекции эта группа способов наведения будет давать недопустимо большие ошибки, даже при наведении на неподвижную цель.

Угловая ошибка Δ, вызываемая ветром, значительно менее опасна, чем угловая ошибка α_a, вызываемая наличием угла атаки, так как, во-первых, обычно $\Delta \ll \alpha_a$, а, во-вторых, ошибка $\overline{\Delta}$ имеет место в основном в горизонтальной плоскости, а ошибка $\overline{\alpha}_a$ имеет наибольшее значение в вертикальной плоскости (из-за действия силы тяжести ракеты). Поэтому для уменьшения ошибки наведения необходимо в первую очередь исключать или уменьшать влияние угла атаки α_a. Для этого необходимо измерять угол атаки каким-либо прямым или косвенным методом и вводить его в команды управления. Одним из способов измерения угла атаки, т. е. угла между вектором аэродинамической скорости и продольной осью ракеты, является пользование измерительным флюгером. Но способы, основанные на использовании флюгера, описаны выше и отнесены ко второй группе. Поэтому если почему-нибудь нежелательно применять флюгер, то необходимо измерять угол атаки каким-либо другим прямым или косвенным способом.

5-5. САМОНАВЕДЕНИЕ ПО МЕТОДУ ПУ

В гл. 3 указывалось, что при идеальном наведении по методу ПУ в каждый момент времени должно выполняться условие идеального упреждения (3-5):

$$\sin\beta=\sin\beta_0=\frac{V_1}{V_2}\sin\alpha, \tag{5-49}$$

где β_0 — угол идеального упреждения (рис. 5-18).

Если ракета по каким-либо причинам будет лететь не точно по траектории ПУ, то появится ошибка упреждения $\overline{\Delta\beta}$.

Рассмотрим сначала плоский случай, когда вектор $\overline{V}_2$ остается в плоскости $\overline{V}_{02}$, $\overline{r}$ (рис. 5-18).

Тогда ошибка упреждения

$$\Delta\beta=\beta-\beta_0, \tag{5-50}$$

и угол β удовлетворяет соотношению (3-17):

$$V_2\sin\beta-V_1\sin\alpha=r\frac{d\varphi}{dt}.$$

Из формул (5-49) и (3-17) следует:

$$V_2(\sin\beta-\sin\beta_0)=r\frac{d\varphi}{dt}. \tag{5-51}$$

Но

$$\sin\beta-\sin\beta_0=2\sin\frac{\beta-\beta_0}{2}\cos\frac{\beta+\beta_0}{2}=2\sin\frac{\Delta\beta}{2}\cos\left(\beta+\frac{\Delta\beta}{2}\right).$$

Так как ошибка $\Delta\beta$ должна быть мала, то с большой точностью можно полагать, что $\sin\beta-\sin\beta_0=\Delta\beta\cos\beta$, и равенство (5-51) принимает вид:

$$\Delta\beta=\frac{r}{V_2\cos\beta}\cdot\frac{d\varphi}{dt}\approx\frac{r}{V_2\cos\beta_0}\cdot\frac{d\varphi}{dt}, \tag{5-52}$$

так как обычно $\frac{V_1}{V_2}\leqslant\frac{1}{2}$, то $\sin\beta_0\leqslant 0{,}5$ и $\cos\beta_0\geqslant 0{,}87$.

Поэтому при $\frac{V_1}{V_2}\leqslant\frac{1}{2}$ получается

$$\Delta\beta\approx\frac{r}{V_2}\cdot\frac{d\varphi}{dt}, \tag{5-52'}$$

где φ — угол, образуемый вектором «ракета — цель» $\overline{r}$ в невращающейся относительно земли системе координат x_1z_1 (рис. 5-18).

Если ракета движется по идеальной траектории ПУ то $\Delta\beta = 0$. Следовательно, задача управления состоит в том, чтобы обнаружить ошибку $\Delta\beta$ и подавать команды на рули в зависимости от величины и знака этой ошибки таким образом, чтобы получалось $\Delta\beta \to 0$. Измерение ошибки $\Delta\beta$ может быть произведено непосредственным или косвенным способом.

Непосредственный способ вытекает из формул (5-50) и (5-49):

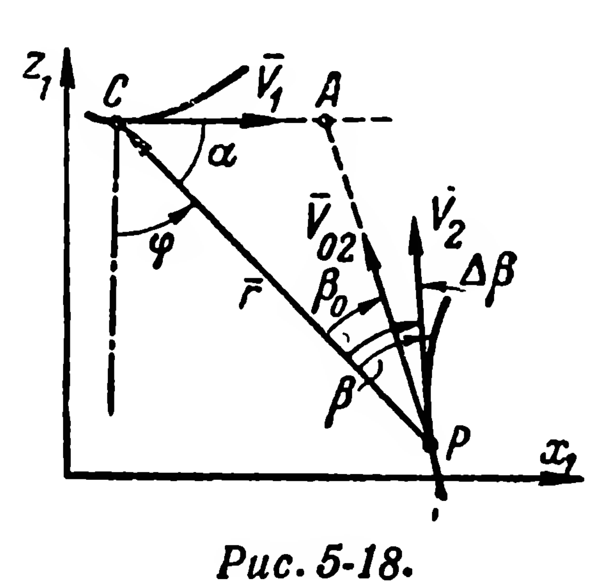


Рис. 5-18.

а) Требуемый угол упреждения β_0 автоматически вычисляется счетно-решающим прибором по формуле (5-49) на основании непрерывно измеряемых величин V_1, V_2 и α.

б) Истинный угол упреждения β непрерывно измеряется. β есть угол между $\bar{r}$ и $\bar{V}_2$. Направление $\bar{r}$ измеряется угломером, а $\bar{V}_2$ измеряется приближенно флюгером: $\bar{V}_2 \approx \bar{V}_{2a}$.

в) Измеряемый угол β непрерывно сравнивается с вычисляемым углом β_0, и разность этих углов $\Delta\beta$ используется для образования команд на рули.

Этот способ управления имеет ряд серьезных недостатков:

1. Весьма трудно обеспечить достаточно точное измерение величин V_1 и α (особенно величины α, требующей измерения **вектора** скорости цели) при помощи малогабаритной и дешевой аппаратуры, установленной на ракете.

2. Флюгер, измеряющий направление вектора $\bar{V}_2$, дает ошибку при наличии ветра на угол $\bar{\Delta} = (\widehat{\bar{V}_{2a}, \bar{V}_2})$. Поэтому при измерении направления скорости $\bar{V}_2$ флюгером ветер будет вызывать ошибку наведения.

Более точное измерение вектора $\bar{V}_2$ при помощи бортовой аппаратуры резко усложнит эту аппаратуру.

Следовательно, непосредственное измерение ошибки упреждения $\Delta\beta$ представляет весьма большие трудности.

Значительно проще измерять ошибку $\Delta\beta$ косвенным способом на основании соотношения (5-52').

Из этого соотношения следует, что величина и знак ошибки $\Delta\beta$ правильно отображаются величиной и знаком

производной $\frac{d\varphi}{dt}$ Поэтому вместо измерения угла $\Delta\beta$ можно измерять величину производной $\frac{d\varphi}{dt}$ и команды на рули передавать в зависимости от этой производной (о влиянии изменения во времени расстояния r см. гл. 12);

$$\delta = K_1(p)\frac{d\varphi}{dt} \tag{5-53}$$

где

$$p = \frac{d}{dt}.$$

Так как

$$\frac{d\varphi}{dt} = p\varphi,$$

то

$$\delta = K_2(p)\,\varphi, \tag{5-54}$$

где

$$K_2(p) = K_1(p)\,p.$$

Следовательно, в зависимости от типа регулятора, т. е. от вида функции $K(p)$, можно измерять либо производную угла $\frac{d\varphi}{dt}$, либо сам угол φ. Измерение любой из этих величин $\left(\frac{d\varphi}{dt}\text{ или } \varphi\right)$ не представляет при самонаведении никаких принципиальных затруднений; для этого достаточно иметь на ракете угломер (радиолокатор), определяющий направление на цель $\bar{r}$ в земной или гироскопической системе координат.

Гироскопы создают систему координат, связанную с мировым пространством и, следовательно, поворачивающуюся относительно земной системы координат. Однако угловая скорость вращения земли настолько мала (0,25° в минуту), что в случае ракет ближнего действия безразлично, какую систему координат — земную или гироскопическую — взять за основу. Так как практически на ракете проще создать гироскопическую систему координат, то в дальнейшем мы будем считать, что угол φ $\left(\text{или угловая скорость } \frac{d\varphi}{dt}\right)$ должен измеряться в стабилизированной гироскопами системе координат.

Выше был рассмотрен плоский случай, т. е. предполагалось, что вектор $\overline{V}_2$, отклоняясь от направления идеального упреждения $\overline{V}_{02}$, остается в плоскости идеального упреждения $(\overline{r}, \overline{V}_{02})$, т. е. в плоскости z_1x_1 (см. рис. 5-18).

В общем случае будет иметь место не плоский, а пространственный случай, т. е. ошибка упреждения $\Delta\overline{\beta}$ и угол $\overline{\varphi}$ не будут лежать целиком в плоскости z_1x_1, а будут иметь некоторые компоненты и в ортогональной плоскости z_1y_1 (рис. 5-19).

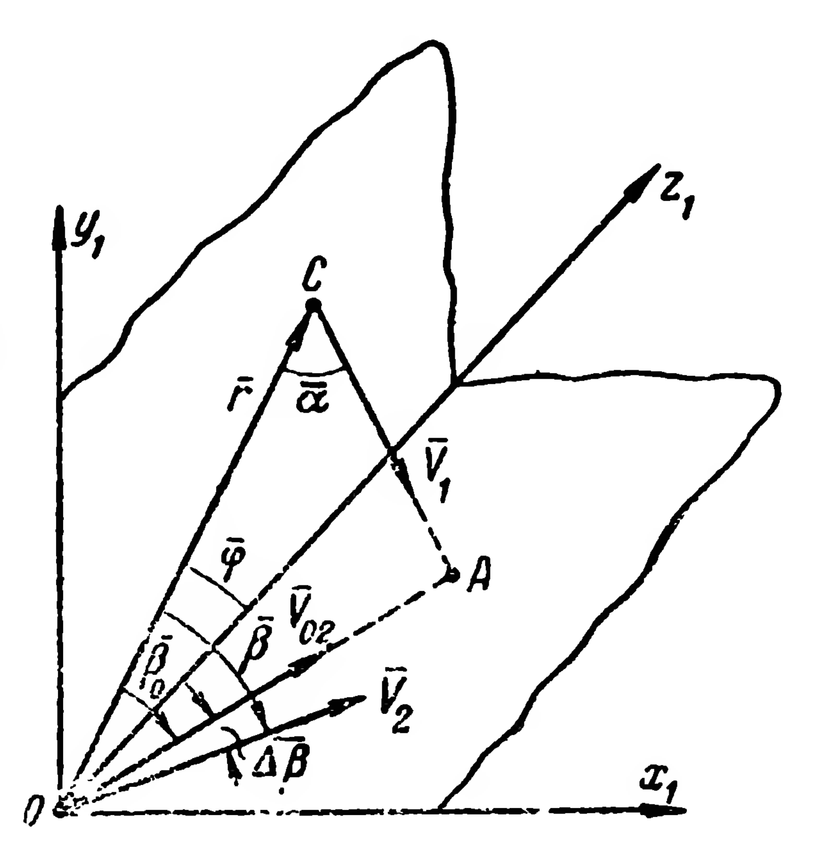


Рис. 5-19.

Так как пространственное движение можно разложить на два плоских движения в двух ортогональных плоскостях, то вместо пространственного (рис. 5-19) можно рассматривать два плоских рисунка (5-20,*а* и 5-20,*б*), представляющих собой проекции рис. 5-19 на плоскости z_1x_1 и z_1y_1 соответственно.

Для каждой из плоскостей (z_1x_1 и z_1y_1) справедливы соотношения (5-52) и (5-52), выведенные выше для плоского случая, т. е.

$$\left.\begin{aligned} \Delta\beta_x &\approx \frac{r_x}{V_{2x}}\cdot\frac{d\varphi_x}{dt}, \\ \Delta\beta_y &\approx \frac{r_y}{V_{2y}}\cdot\frac{d\varphi_y}{dt} \end{aligned}\right\} \qquad (5\text{-}55)$$

Для обеспечения идеального упреждения должны выполняться условия:

$$\Delta\beta_x = 0; \ \Delta\beta_y = 0 \qquad (5\text{-}56)$$

или

$$\frac{d\varphi_x}{dt} = 0; \ \frac{d\varphi_y}{dt} = 0. \qquad (5\text{-}57)$$

Поэтому при симметричном декартовом рулевом управлении команды на рули поворота и высоты должны по ана-

логии с формулами (5-53) и (5-54) выражаться следующими соотношениями:

$$\left.\begin{aligned}\delta_x &= K_1(p)\frac{d\varphi_x}{dt};\\ \delta_y &= K_1(p)\frac{d\varphi_y}{dt}\end{aligned}\right\}\qquad(5\text{-}58)$$

или

$$\left.\begin{aligned}\delta_x &= K_2(p)\varphi_x;\\ \delta_y &= K_2(p)\varphi_y,\end{aligned}\right\}\qquad(5\text{-}59)$$

где

$$K_2(p) = K_1(p)\,p.$$

Следовательно, угломер (радиолокатор), устанавливаемый на ракете, должен обеспечивать измерение в стабилизиро-

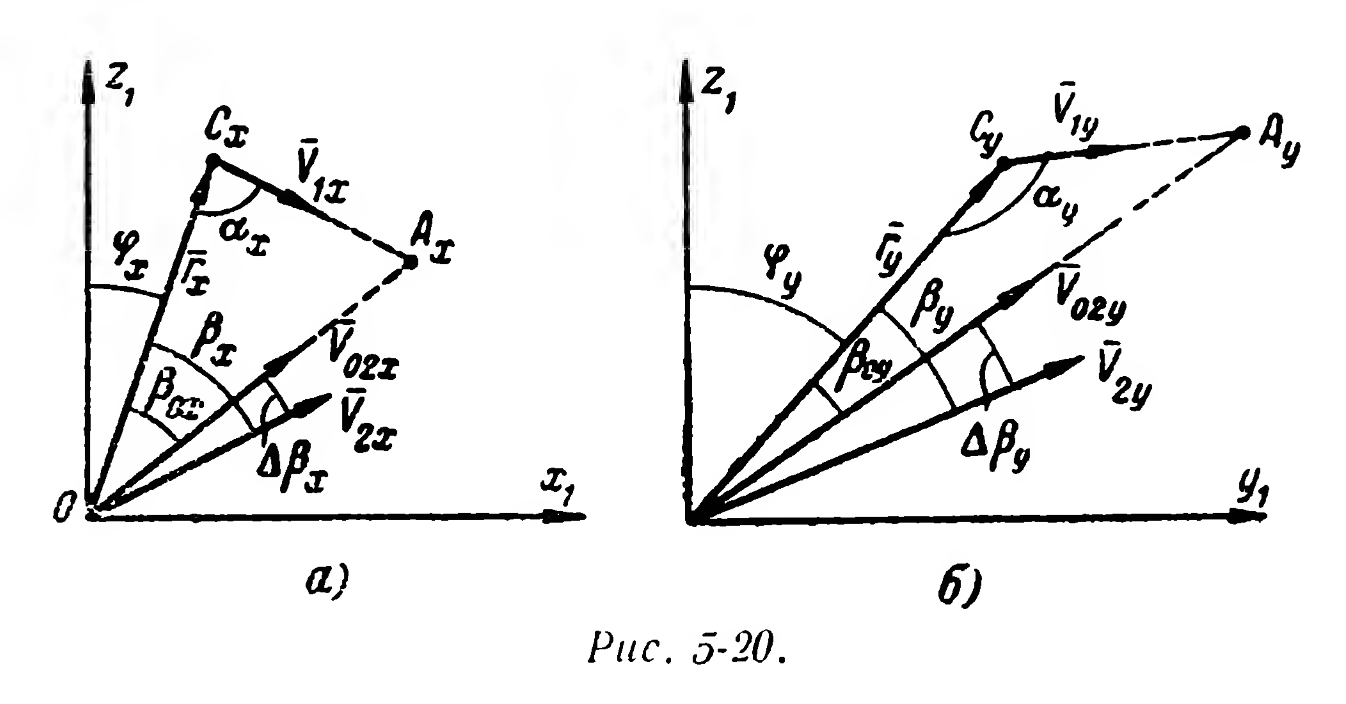


Рис. 5-20.

ванной системе координат $x_1y_1z_1$ компонент φ_x и φ_y пространственного угла φ (рис. 5-20 и 5-21) или их производных $\frac{d\varphi_x}{dt}$ и $\frac{d\varphi_y}{dt}$.

Система регулирования [вид функции $K_1(p)$ или $K_1(p)$] должна быть построена с таким расчетом, чтобы в установившемся режиме выполнялись условия (5-57), т. е. производные угловых координат по времени стремились к нулю:

$$\left|\frac{d\varphi_x}{dt}\right|_{уст} \to 0; \quad \left|\frac{d\varphi_y}{dt}\right|_{уст} \to 0,$$

т. е.

$$\varphi_{x\,уст} \to \text{const}; \ \varphi_{y\,уст} \to \text{const}. \qquad (5\text{-}60)$$

Условия (5-60) являются необходимыми и достаточными условиями движения ракеты по идеальной траектории ПУ.

Если вместо условий (5-60) будут выполняться более жесткие условия

$$\varphi_{x\,уст} \to 0; \ \varphi_{y\,уст} \to 0, \tag{5-61}$$

являющиеся частным случаем условий (5-60), то ракета также будет двигаться по идеальной траектории ПУ. Следовательно, условия (5-61) являются достаточными, но не необходимыми условиями движения ракеты по идеальной траектории ПУ

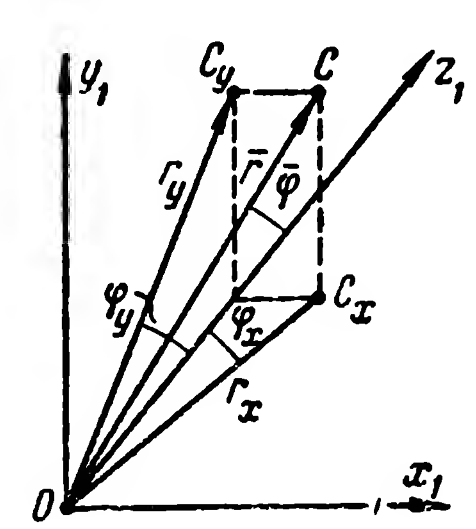


Рис. 5-21.

В соответствии с условиями (5-57), (5-60) и (5-61) можно подразделить возможные методы регулирования, обеспечивающие наведение по методу ПУ, на следующие два вида:

1. Метод постоянного угла φ (метод нулевой производной), который обеспечивает выполнение условий (5-60) или соответствующих им условий (5-57).

2. Метод нулевого угла φ, обеспечивающий выполнение условий (5-61).

Преимущества и недостатки обоих методов регулирования будут выяснены в процессе дальнейшего анализа.

Рассмотрим некоторые наиболее очевидные способы измерения компонент φ_x и φ_y или их производных $\dot{\varphi}_x$ и $\dot{\varphi}_y$ (очевидно, если измерены углы φ_x и φ_y, то их производные могут быть найдены, вообще говоря, электрическим или каким-либо другим способом дифференцирования).

1. Способ, основанный на применении стабилизированной антенной головки (способ стабилизированной антенны)

Принцип действия системы самонаведения, имеющей стабилизированную антенную головку, показан на рис. 5-22,*а* и *б*. Антенная головка бортового радиолокатора (пеленгатора) стабилизируется в пространстве при помощи гироскопов. Такая стабилизация может быть осуществлена, например, путем установки антенной головки на стабиплате (стабилизированной гироскопами платформе).

Перед началом самонаведения ось антенной головки наводится каким-либо способом на цель при помощи мо-

торов начальной установки (*МНУ*), поворачивающих головку относительно стабиплаты.

В процессе самонаведения электродвигатели *МНУ* неподвижны и антенная головка стабилизирована в пространстве. Следовательно, оказывается стабилизированной в пространстве и система координат $x_A y_A z_A$, образуемая антенной головкой. Поэтому угол между осью антенны z_A и направлением на цель, измеряемый радиолокатором, и является

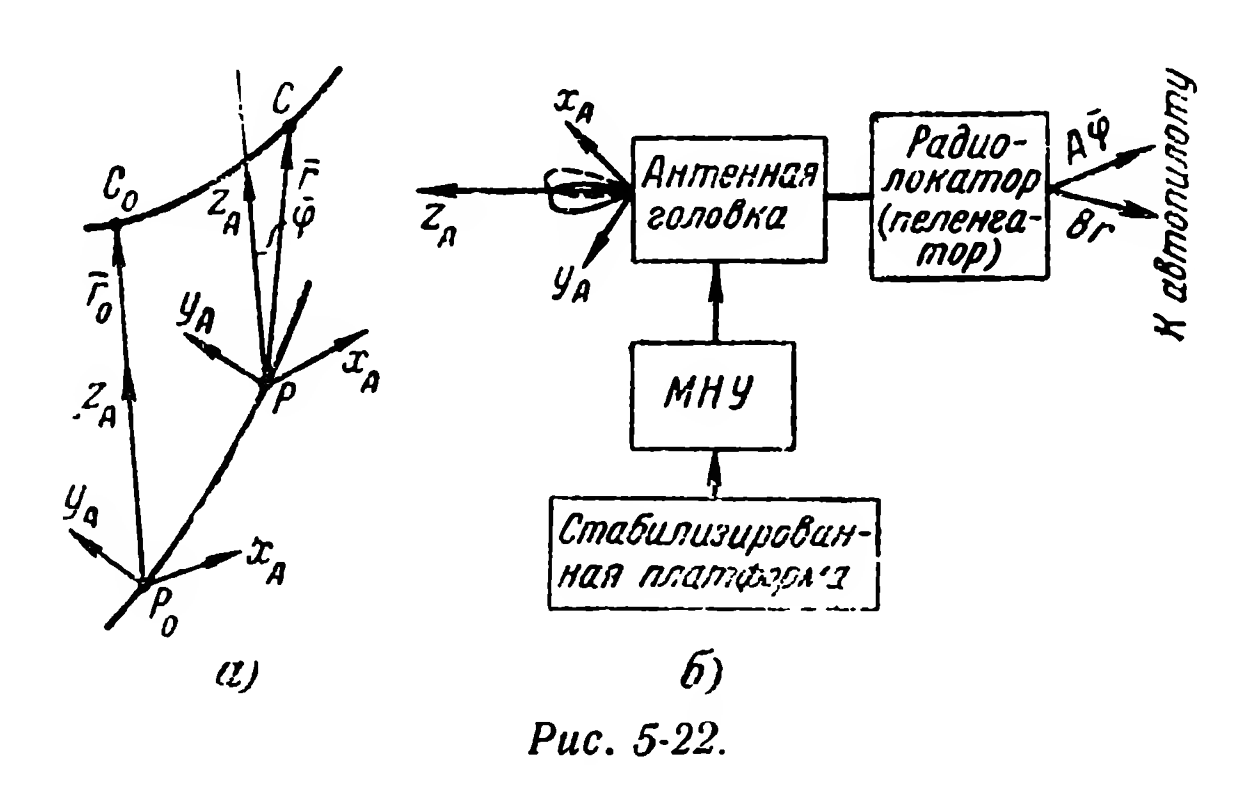


Рис. 5-22.

искомым углом $\bar{\varphi}$, измеряемым в стабилизированной системе координат.

С выхода радиолокатора сигнал ошибки $A\bar{\varphi}$, являющийся мерой угла $\bar{\varphi}$, подается на вход автопилота.

2. Способ, основанный на применении автоследящей антенны, установленной на стабиплате

Принцип действия системы, основанной на этом способе, показан на рис. 5-23,*а* и *б*.

Антенная головка бортового радиолокатора устанавливается на стабиплате и снабжается следящими электродвигателями, которые поворачивают антенную головку относительно стабиплаты таким образом, чтобы ее ось z_A в каждый момент времени была направлена на цель. Такое автослежение антенной головки за целью обеспечивается путем подачи на следящие электродвигатели сигнала ошибки Δ_a радиолокатора (рис. 5-23,*б*). Эти же следящие электродвигатели используются для начальной наводки оси z_A антенной головки на цель.

Если пренебречь ошибкой автослежения, то можно считать, что геометрическая ось антенны z_A в каждый момент времени совпадает с вектором цели $\bar{r}$. Поэтому угол поворота оси антенны z_A относительно стабиплаты и является в этом случае искомым углом $\bar{\varphi}$. Этот угол может быть измерен при помощи двух потенциометров, расположенных на осях вращения антенны относительно стабиплаты, и подан на вход автопилота.

В действительности геометрическая ось антенны z_A не совпадает точно с направлением на цель $\bar{r}$, а непрерывно

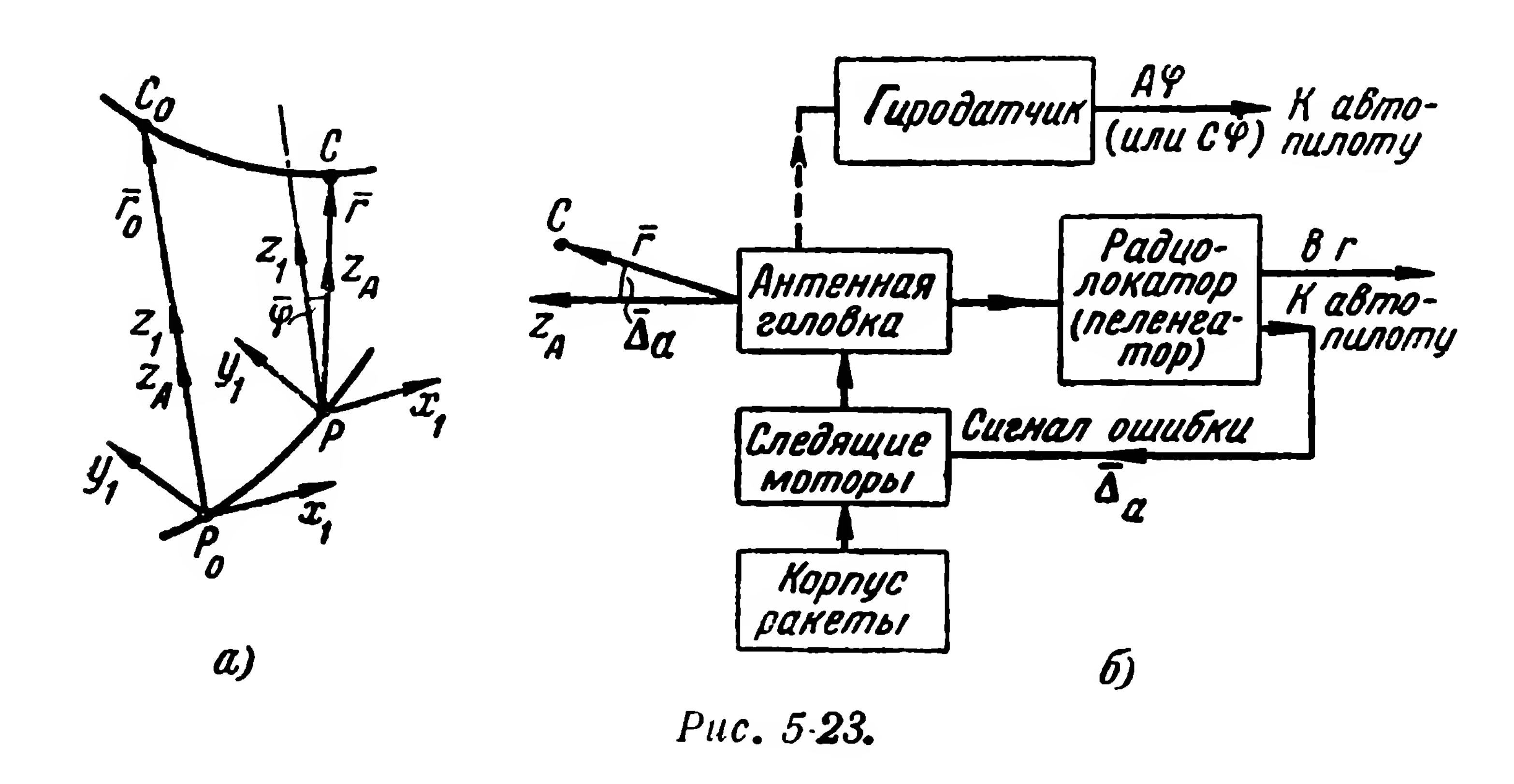


Рис. 5-23.

колеблется вокруг этого направления из-за наличия ошибки автослежения. Вследствие этого возникает соответствующая ошибка и в измерении угла $\bar{\varphi}$ и его производной. Можно компенсировать эту ошибку. Однако наличие ошибки автослежения является тем не менее недостатком автоследящей антенны по сравнению со стабилизированной антенной.

Основным преимуществом автоследящей антенны по сравнению со стабилизированной являются меньшая опасность потери цели и возможность применения более узкого угла зрения антенной головки. Это преимущество наиболее существенно при регулировании по методу постоянного угла φ и несколько менее существенно при регулировании по методу нулевого угла φ.

Действительно, при наведении по методу постоянного угла φ в установившемся режиме угол φ может значи-

тельно отличаться от нуля. Поэтому при применении стабилизированной антенны, измеряющей этот угол, может потребоваться весьма широкий угол зрения бортового радиолокатора.

3. Способ, основанный на применении автоследящей антенны, установленной на корпусе, и измерительных гироскопов (способ автоследящей антенны, установленной на корпусе)

Принцип действия системы, основанной на этом способе, показан на рис. 5-24,*а* и *б*. Этот способ отличается от предыдущего тем, что антенная головка, автоследящая за

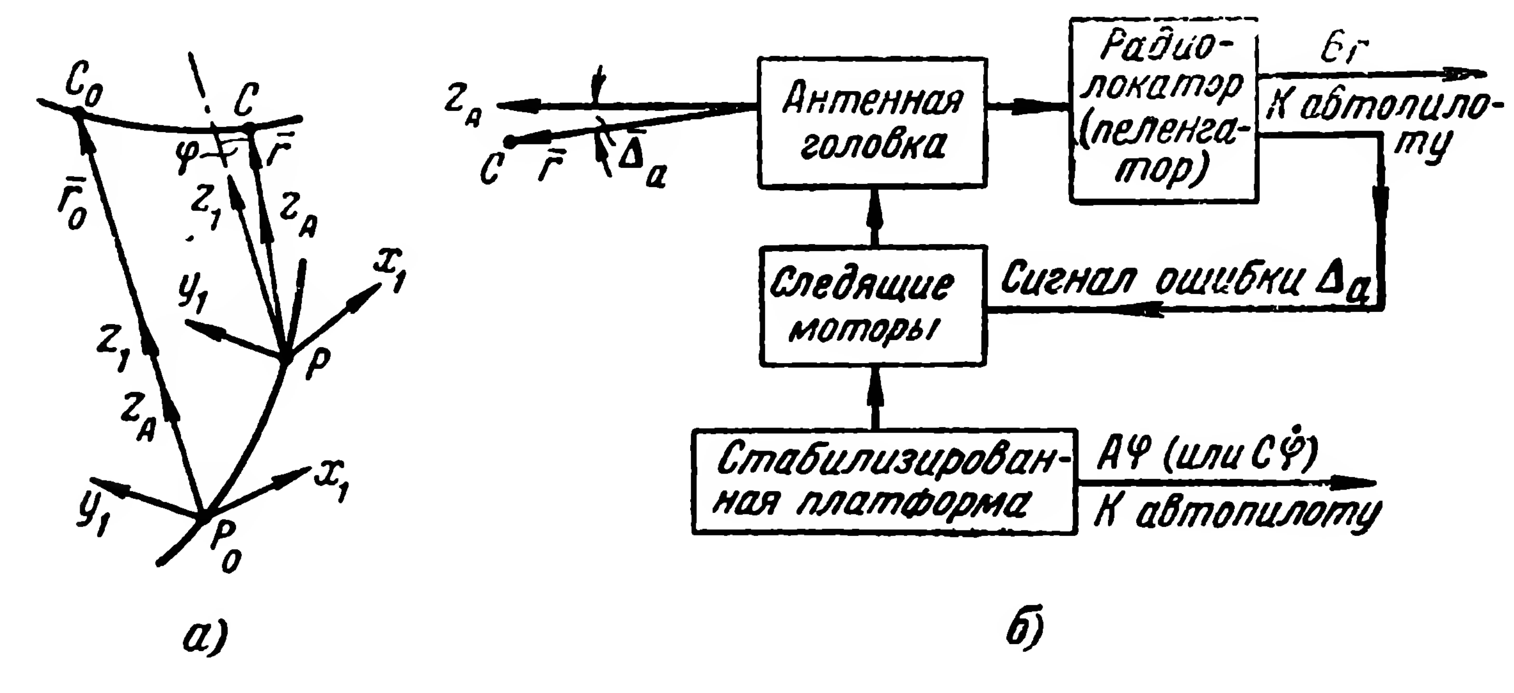


Рис. 5-24.

целью, поворачивается следящими электродвигателями не относительно стабиплаты, а относительно корпуса ракеты. Поэтому здесь не требуется применения стабиплаты. Если пренебречь ошибкой автослежения, то опять можно считать, что геометрическая ось антенны z_A в каждый момент времени совпадает с радиусом-вектором цели $\bar{r}$. Поэтому для измерения угла $\bar{\varphi}$ или его производной $\dot{\bar{\varphi}}$ нужно измерять угол поворота геометрической оси антенны или производную этого угла в стабилизированной системе координат.

Применяя для измерения свободные гироскопы, можно измерить углы φ_x и φ_y. Производные $\dot{\varphi}_x$ и $\dot{\varphi}_y$ могут быть в этом случае получены, например, электрическим дифференцированием напряжений, соответствующих углам φ_x и φ_y.

Применяя для измерения прецессионные гироскопы,

можно непосредственно измерять угловые скорости поворотов корпуса (оси) антенны, т. е. производные $\dot{\varphi}_x$ и $\dot{\varphi}_y$.

Поэтому при использовании автоследящей антенны, установленной на корпусе ракеты, данные измерений (φ или $\dot{\varphi}$) поступают на вход автопилота от гиродатчиков (свободных или прецессионных измерительных гироскопов), связанных с антенной головкой (рис. 5-24,*б*).

Основным преимуществом установки автоследящей антенны на корпусе вместо установки ее на стабиплате является значительное упрощение конструкции антенно-гироскопического блока. Однако этот способ имеет и весьма серьезный недостаток, заключающийся в появлении в системе регулирования паразитной обратной связи через корпус ракеты.

Действительно, если антенная головка установлена на корпусе, то возникший по какой-либо причине быстрый поворот корпуса ракеты относительно земли вызовет поворот антенной головки относительно земли (так как следящие двигатели не могут мгновенно повернуть антенную головку относительно корпуса так, чтобы эта головка сохранила неизменное положение относительно земли). Поворот антенной головки вызовет импульс напряжения на выходе гиродатчика, который в свою очередь вызовет изменение положения рулей. Изменение же положения рулей приведет к новому повороту корпуса ракеты, и таким образом, цепь паразитной обратной связи оказывается замкнутой. Наличие паразитной обратной связи через корпус и антенную головку может значительно уменьшить точность наведения ракеты на цель, а в худшем случае привести даже к потере устойчивости управления.

Для ослабления влияния паразитной связи можно увеличивать быстродействие следящих двигателей, т. е. увеличивать полосу пропускания системы автослежения, но при этом будет увеличиваться действие помех.

Приведенные выше три способа измерения угла φ (или $\dot{\varphi}$) далеко не исчерпывают всех возможных способов измерения, но тем не менее дают представление о возможных путях осуществления самонаведения по методу ПУ и возникающих при этом трудностях.

Сравним теперь два метода регулирования, применяемые при самонаведении по методу ПУ: метод постоянного угла φ и метод нулевого угла φ. Рассмотрим сначала метод постоянного угла φ.

В этом случае в установившемся режиме должны выполняться условия (5-57). Будем для простоты рассматривать плоский случай.

Тогда условия (5-57) сводятся к одному условию:

$$\left.\frac{d\varphi}{dt}\right|_{уст}=0,$$

т. е.

$$\varphi_{уст}=\text{const}. \qquad (5\text{-}62)$$

Примем далее следующие упрощающие допущения:

а) Цель летит прямолинейно и $\frac{V_1}{V_2}=\text{const}$. Это означает, что в установившемся режиме и ракета должна лететь прямолинейно.

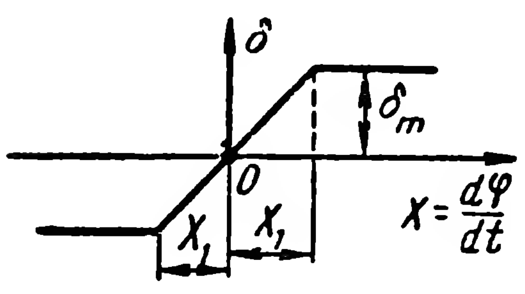


Рис. 5-25.

б) Для обеспечения прямолинейного полета отклонение руля δ должно быть равно нулю.

в) Система регулирования идеальна.

Тогда выполнение условия (5-62) будет обеспечено, если руль будет отклоняться по закону, изображенному на рис. 5-25.

Действительно, если условие (5-62) не выполняется, т. е. $\frac{d\varphi}{dt}\neq 0$, то на рули будет подаваться команда X, вызывающая отклонение руля и искривление траектории ракеты в нужном направлении. Искривление траектории прекратится лишь при $\frac{d\varphi}{dt}=0$, т. е. при выполнении условия (5-62), обеспечивающего точный полет в упрежденную точку.

Рассмотрим теперь процесс установления режима точного полета в упрежденную точку для случая, когда в момент начала самонаведения вектор скорости ракеты $\overline{V}_2$ резко отклонен от направления идеального упреждения и, следовательно, существует сильное начальное возмущение. Этот процесс изображен на рис. 5-26 и 5-27.

Цель летит с постоянной скоростью $\overline{V}_1$. В момент начала самонаведения ($t=0$) цель находится в точке C_0, а ракета в точке P_0. В этот момент вектор скорости ракеты направлен не точно в упрежденную точку A, а с некоторой ошибкой упреждения $\Delta\beta=\Delta\beta_0$. Так как рассматривается плоский случай, то угол $\Delta\beta$ лежит в плоскости

(r_0, V_{02}). При правильном управлении ракета должна лететь так, чтобы установился режим, в котором $\Delta\beta=0$.

В момент $t=0$ существует большая ошибка упреждения $\Delta\beta=\Delta\beta_0$ (рис. 5-26).

Так как $\Delta\beta\approx\frac{r}{V_2}\cdot\frac{d\varphi}{dt}$, то в этот момент производная $\frac{d\varphi}{dt}$ также велика.

Так как в установившемся режиме должно быть $\frac{d\varphi}{dt}=0$, то это означает, что в момент начала самонаведения ре-

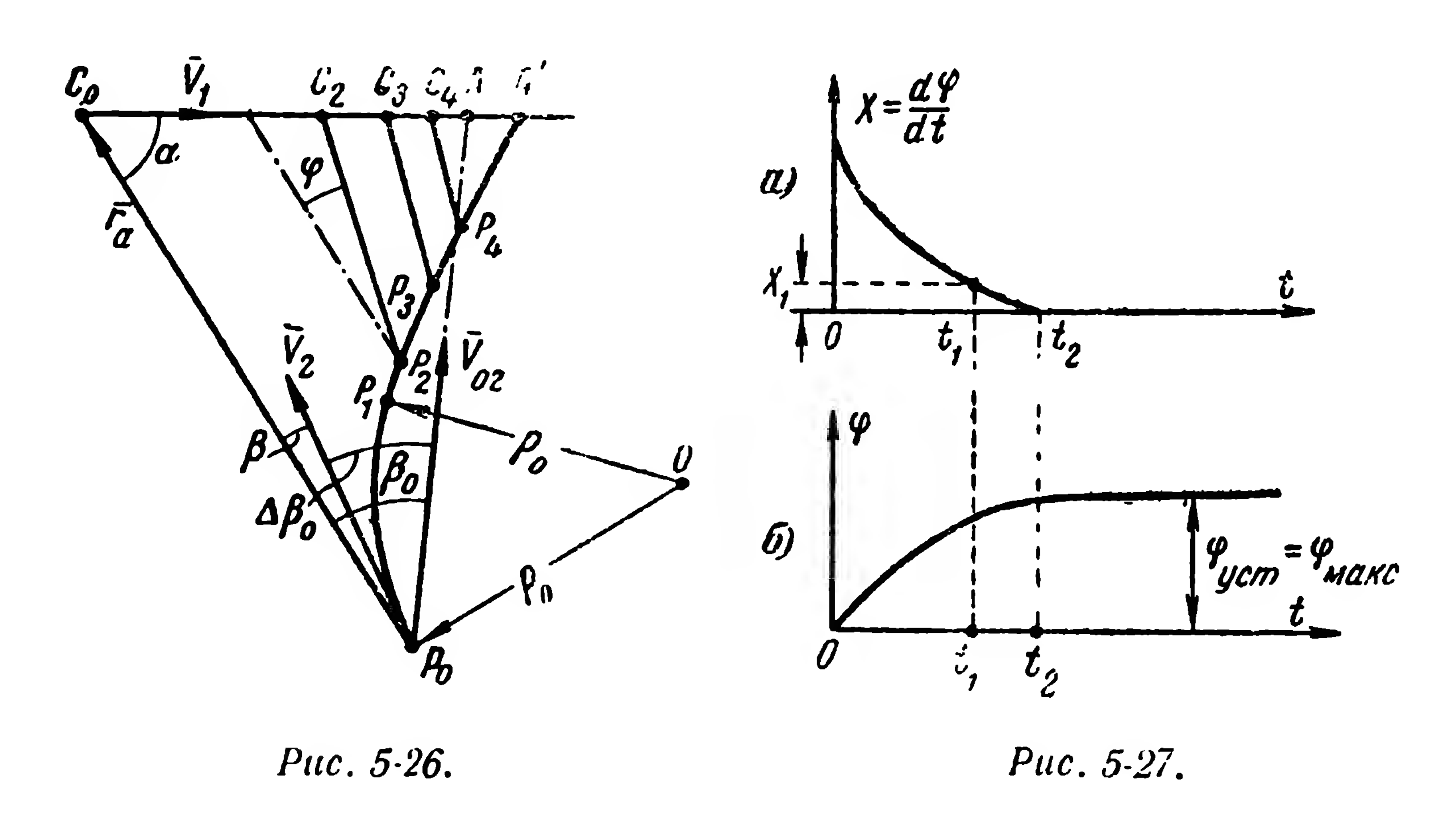


Рис. 5-26. Рис. 5-27.

жим далек от установившегося ($|x|>x_1$) и на рули подается максимальная команда.

Поэтому ракета будет двигаться по окружности минимального радиуса кривизны ρ_0 до некоторой точки P_1 и производная $\frac{d\varphi}{dt}$ будет уменьшаться по закону, изображенному на рис. 5-27,*а*.

В некоторый момент t_1 возмущение $\frac{d\varphi}{dt}$ станет настолько малым, что дальнейшее уменьшение этого возмущения будет вызывать постепенное уменьшение отклонения руля (см. рис. 5-25).

В точке P_2 (рис. 5-26) установится $\frac{d\varphi}{dt}=0$, команда на рули исчезнет и, следовательно, ракета будет лететь в дальнейшем по прямой P_2A' в точку встречи A'.

Так как в процессе полета ракеты производная $\frac{d\varphi}{dt}$ изменяется по кривой, изображенной на рис. 5-27,*а*, то угол φ должен при этом изменяться по закону, изображенному на рис. 5-27,*б* (φ — угол между текущим направлением $\bar{r}$ и зафиксированным в пространстве при помощи гироскопов начальным направлением $\bar{r}_0$). Следовательно, к моменту t_2, когда ракета оказывается в точке P_2, устанавливается некоторое максимальное значение угла $\varphi_{макс} = \varphi_{уст}$, которое в дальнейшем остается неизменным.

Итак, при управлении по методу постоянного угла φ переходный режим заканчивается в точке P_2, где выполняется условие (5-62). Начиная с этой точки, ракета летит по идеальной траектории ПУ (в данном случае — по прямой P_2A') и встречается с целью в точке A'.

Рассмотрим теперь, как будет происходить переход на идеальную траекторию ПУ (т. е. переход к установившемуся режиму) при управлении по методу нулевого угла φ.

В этом случае в установившемся режиме должно выполняться условие

$$\varphi_{уст} = 0, \qquad (5\text{-}63)$$

а следовательно, и условие

$$\left|\frac{d\varphi}{dt}\right|_{уст} = 0. \qquad (5\text{-}64)$$

Сохраняя те же допущения, которые были сделаны при рассмотрении метода постоянного угла φ, нетрудно убедиться, что выполнение условий (5-63) и (5-64) будет обеспечено, если команда на рули x образуется по закону

$$x = a\frac{d\varphi}{dt} + b\varphi, \qquad (5\text{-}65)$$

а отклонение руля δ зависит от команды x по закону, изображенному на рис. 5-28, т. е. по тому же закону, что и в предыдущем случае.

Процесс установления прямолинейного полета при регулировании по этому методу изображен на рис. 5-29 и 5-30, выполненных для удобства сравнения в таком же масштабе, как и рис. 5-26 и 5-27.

До точки P_1, соответствующей моменту t_1, ракета движется точно по такому же закону, как и в предыдущем

случае, т. е. по окружности радиуса ρ_0. Это объясняется тем, что на этом участке производная $\frac{d\varphi}{dt}$ велика, режим далек от установившегося и команда на рули максимальна. На участке P_1P_2 производная $\frac{d\varphi}{dt}$, как и в предыдущем случае, уменьшается до нуля. Поэтому при управлении по способу постоянного φ в точке P_2 уже имел бы место установившийся режим. Но при управлении по способу нулевого φ требуется не только, чтобы производная $\frac{d\varphi}{dt}$ стала равной нулю, но чтобы и угол φ сделался равным нулю ($\varphi_{уст}=0$), а в точке P_2 (момент t_2) этот угол максимален. Следовательно, при управлении по второму способу в точке P_2 (момент t_2) режим будет еще далек от установившегося; на рули будет продолжать подаваться большая команда и ракета будет продолжать заворачивать по окружности в ту же сторону. Вследствие такого движения ракеты угол φ начнет уменьшаться и, следовательно, производная $\frac{d\varphi}{dt}$ станет отрицательной. Так как в дальнейшем должен установиться режим, при котором $\varphi_{уст}=0$, а следовательно, и $\left|\frac{d\varphi}{dt}\right|_{уст}=0$, то величины $\frac{d\varphi}{dt}$ и φ будут при идеальном регулировании изменяться по законам, изображенным на рис. 5-30, *а* и *б*.

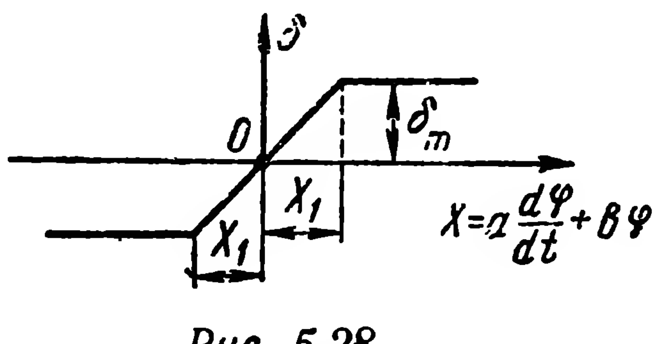


Рис. 5-28.

Установившийся режим будет теперь достигнут не в точке P_2 (в момент t_2), а в некоторой точке P_2' (в момент t_2'), начиная с которой будет выполняться условие $\varphi=\mathrm{const}=0$. Начиная с этой точки, ракета будет двигаться по идеальной траектории ПУ, в данном случае — по прямой $P_2'A'$, и встретится с целью в точке A'.

Из сравнения рис. 5-29 и 5-26 кажется на первый взгляд, что при наведении по методу нулевого угла φ процесс выхода ракеты на идеальную траекторию всегда занимает больше времени, чем при наведении по методу постоянного угла φ. Однако следует иметь в виду, что приведенное выше рассмотрение носит лишь качественный

характер, так как оно не учитывает инерционности системы регулирования. Если же учесть свойства реальной системы регулирования, то может оказаться, что момент t_2 (см. рис. 5-27 и 5-30) в системе, имеющей $\varphi_{уст} = 0$, наступит значительно раньше, чем в системе, имеющей $\varphi_{уст} = \text{const}$. При этом полная длительность переходного процесса в системе с нулевым углом φ может оказаться примерно такой же или даже несколько меньшей,

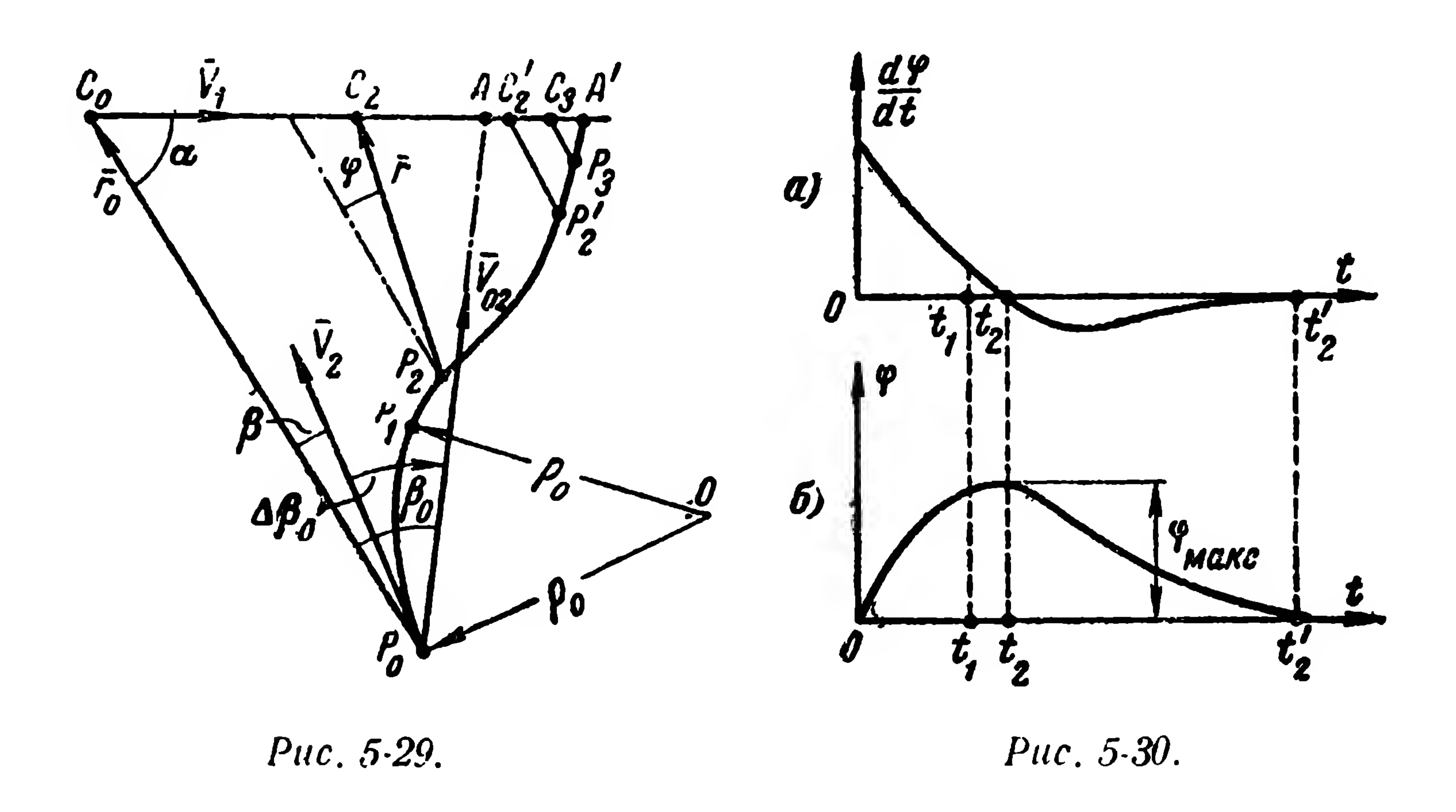


Рис. 5-29. Рис. 5-30.

чем в системе постоянного угла φ. Поэтому суждение о длительности и характере переходных процессов может быть получено лишь на основе подробного анализа динамики полета ракеты с учетом свойств реальной системы регулирования.

При применении для измерения угла φ радиопеленгаторе (радиолокатора) со стабилизированной антенной преимуществом метода нулевого угла φ является возможность применения более узкого угла зрения антенной системы пеленгатора.

5-6. ТРЕБУЕМАЯ МИНИМАЛЬНАЯ ДАЛЬНОСТЬ САМОНАВЕДЕНИЯ

В момент перехода на самонаведение вектор скорости ракеты $\overline{V}_2$ составляет с направлением на цель некоторый угол упреждения β (рис. 5-31). Этот угол может отли-

чаться от требуемого угла упреждения β_0 на некоторую величину

$$\Delta\beta = \beta_0 - \beta \qquad (5\text{-}66)$$

(при наведении по погонной кривой $\beta_0 = 0$).

Если за время полета до цели ракета не успеет ликвидировать эту ошибку упреждения $\Delta\beta$, то она пролетит мимо цели.

Следовательно, минимально необходимая дальность самонаведения r_0 должна определяться из условия, чтобы

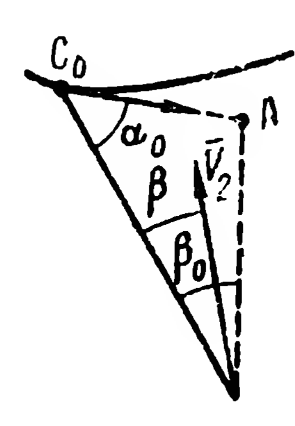


Рис. 5-31.

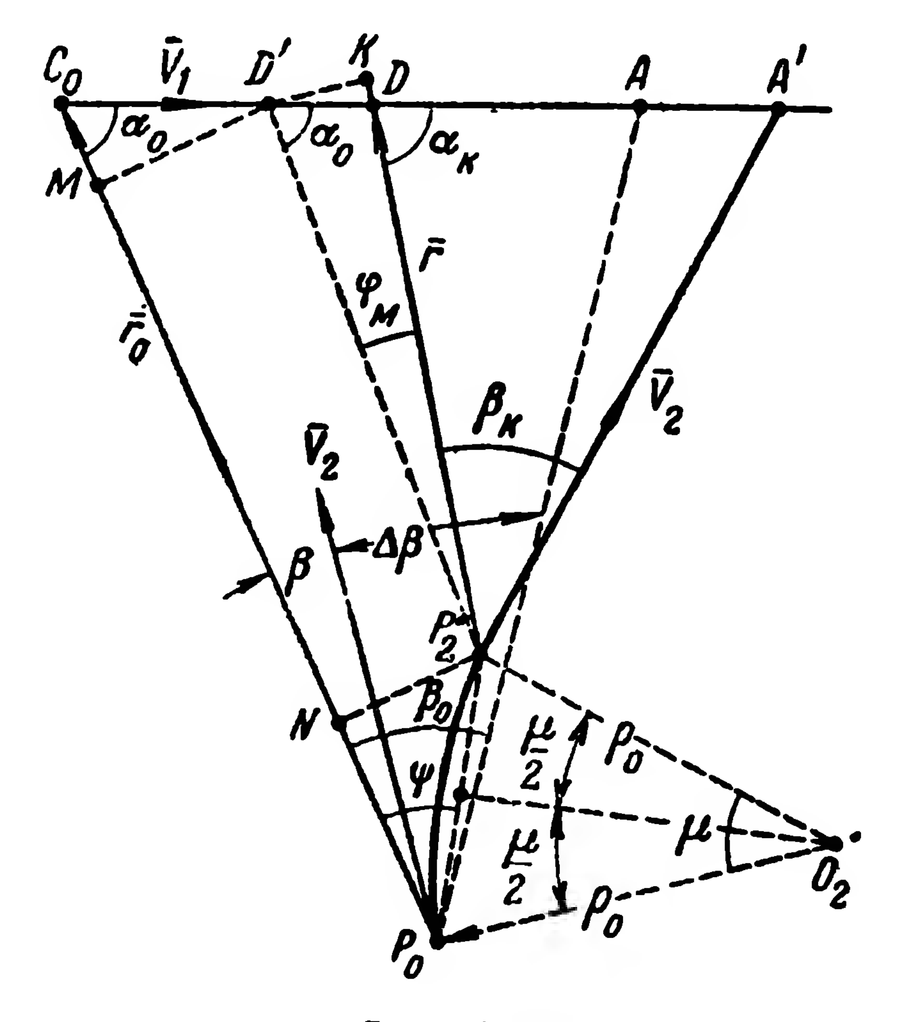


Рис. 5-32.

за время самонаведения ракета успела исправить свою траекторию и свести к нулю ошибку упреждения $\Delta\beta$. Чем больше будет начальная ошибка $\Delta\beta$, тем бо́льшая потребуется дальность r_0.

Ниже приводится вычисление требуемой минимальной дальности r_0 для двух основных случаев самонаведения: наведения по методу ПУ и по методу погонной кривой.

Рассмотрим сначала наведение по методу ПУ.

В этом случае процесс сведения ошибки $\Delta\beta$ к нулю, т. е. перехода ракеты на идеальную траекторию ПУ, иллюстрируется рис. 5-32. Он аналогичен рассмотренному выше рис. 5-26 и соответствует способу постоянного угла φ.

Рис. 5-32 отличается от рис. 5-26 только тем, что для упрощения анализа принято, что ракета летит по окружности не до точки P_1 (см. рис. 5-26), а до точки P_2, т. е. до перехода на идеальную траекторию ПУ.

Эта идеализация означает предположение, что команда на рули максимальна, если $\frac{d\varphi}{dt} \neq 0$, и равна нулю, если $\frac{d\varphi}{dt} = 0$.

В момент начала самонаведения цель и ракета находятся в точках C_0 и P_0 соответственно В этот момент ошибка упреждения равна $\Delta\beta = \beta_0 - \beta$.

В некоторый момент t_1, когда цель оказывается в точке D, а ракета — в точке P_2, ошибка упреждения делается равной нулю. От точки P_0 до точки P_2 ракета летит по окружности радиуса ρ_0, а от точки P_2 и до встречи с целью — по касательной P_2A'. Цель летит с постоянной скоростью $\overline{V}_1$. В точке P_2 угол поворота φ достигает своего максимального значения $\varphi_м$ $\left(\text{так как в этой точке } \frac{d\varphi}{dt} = 0\right)$ Значение этого угла особенно важно при использовании стабилизированной антенны, так как в этом случае увеличение угла $\varphi_м$ будет требовать соответственного увеличения угла зрения радиоугломера.

Прямая $\overline{P_2D'}$ проведена из точки P_2 параллельно вектору $\overline{r}_0$ вплоть до пересечения с траекторией цели в точке D'. Прямые $\overline{D'M}$ и $\overline{D'K}$ — перпендикуляры, опущенные из точки D' на прямые $\overline{r}_0$ и $\overline{r}$ соответственно. Прямая $\overline{P_2N}$ перпендикулярна вектору $\overline{r}_0$.

Остальные обозначения на рис. 5-32 не требуют пояснений. Так как в точке P_2 ошибка $\Delta\beta = 0$, то в этой точке выполняется условие идеального упреждения, т. е.

$$\sin\beta_к = \varepsilon \sin\alpha_к, \qquad (5\text{-}67)$$

где

$$\alpha_к = \alpha_0 + \varphi_м. \qquad (5\text{-}68)$$

За время Δt, в течение которого ракета летит по окружности P_0P_2, ее вектор скорости $\overline{V}_2$ поворачивается на угол

$$\mu = \frac{V_2}{\rho_0}\Delta t. \qquad (5\text{-}69)$$

Из рис. 5-32 следует, что

$$\mu + \beta = \beta_к + \varphi_м. \qquad (5\text{-}70)$$

Кроме того, из этого же рисунка вытекают следующие соотношения:

$$\left.\begin{aligned}&\overline{D'K}=\overline{DD'}\sin(\alpha_0+\varphi_м)=\overline{P_2D'}\sin\varphi_м;\\&\overline{P_2D'}=r_0-\overline{C_0D'}\cos\alpha_0-\overline{P_0P_2}\cos\psi;\\&\psi-\beta=\frac{\mu}{2},\ \text{т. е. }\psi=\frac{\mu}{2}+\beta;\\&\overline{P_0P_2}=2\rho_0\sin\frac{\mu}{2};\\&\overline{C_0D'}=\overline{C_0D}-\overline{DD'}=V_1\Delta t-\overline{DD'}.\end{aligned}\right\}\qquad(5\text{-}71)$$

Из соотношений (5-71) получается следующее уравнение относительно величины $\overline{DD'}$:

$$\overline{DD'}=\frac{r_0-V_1\Delta t\cos\alpha_0-2\rho_0\sin\frac{\mu}{2}\cos\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right)}{\frac{\sin(\alpha_0+\varphi_м)}{\sin\varphi_м}-\cos\alpha_0}.\qquad(5\text{-}72)$$

Так как угол $\varphi_м$ мал (ниже будет доказано, что $\varphi_м\leqslant 10^\circ$), то с большой точностью можно полагать, что

$$\frac{\sin(\alpha_0+\varphi_м)}{\sin\varphi_м}=\frac{\sin\alpha_0+\varphi_м\cos\alpha_0}{\varphi_м}=\frac{\sin\alpha_0}{\varphi_м}+\cos\alpha_0.$$

Тогда уравнение (5-72) упрощается и принимает вид:

$$\overline{DD'}=\frac{\varphi_м}{\sin\alpha_0}\left[r_0-V_1\Delta t\cos\alpha_0-2\rho_0\sin\frac{\mu}{2}\cos\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right)\right].\qquad(5\text{-}73)$$

Из рис. 5-32 получаем следующие дополнительные соотношения:

$$\overline{MD'}=\overline{C_0D'}\sin\alpha_0=(V_1\Delta t-\overline{DD'})\sin\alpha_0;$$

$$\overline{NP_2}=\overline{P_0P_2}\sin\psi=2\rho_0\sin\frac{\mu}{2}\sin\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right).$$

Так как $\overline{MD'}=\overline{NP_2}$, то

$$(V_1\Delta t-\overline{DD'})\sin\alpha_0=2\rho_0\sin\frac{\mu}{2}\sin\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right).\qquad(5\text{-}74)$$

Решая уравнения (5-74) и (5-73) совместно и исключая из них величину $\overline{DD'}$, получаем:

$$V_1\Delta t(\sin\alpha_0+\varphi_м\cos\alpha_0)=2\rho_0\sin\frac{\mu}{2}\sin\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right)+\varphi_м r_0-$$

$$-2\varphi_м\rho_0 \sin\frac{\mu}{2}\cos\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right). \qquad (5\text{-}75)$$

Уравнения (5-67) — (5-70) и (5-75) представляют собой систему из пяти уравнений с пятью неизвестными ($\alpha_к$, $\beta_к$, Δt, $\varphi_м$ и μ). После исключения трех из этих неизвестных получаются следующие уравнения с двумя неизвестными (μ и $\varphi_м$):

$$\varphi_м=\frac{\varepsilon\mu\sin\alpha_0-2\sin\frac{\mu}{2}\sin\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right)}{\frac{r_0}{\rho_0}-2\sin\frac{\mu}{2}\cos\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right)-\varepsilon\mu\cos\alpha_0}=\varphi_{1м}; \qquad (5\text{-}76)$$

$$\varphi_м=\frac{\sin(\mu+\beta)-\varepsilon\sin\alpha_0}{\cos(\mu-\beta)+\varepsilon\cos\alpha_0}=\varphi_{2м}. \qquad (5\text{-}77)$$

Полагая $\varphi_{1м}=\varphi_{2м}=\varphi_м$, можно из уравнений (5-76) и (5-77) получить одно уравнение с одним неизвестным (μ):

$$\frac{\varepsilon\mu\sin\alpha_0-2\sin\frac{\mu}{2}\sin\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right)}{\frac{r_0}{\rho_0}-2\sin\frac{\mu}{2}\cos\left(\frac{\mu}{2}+\beta\right)-\varepsilon\mu\cos\alpha_0}=\frac{\sin(\mu+\beta)-\varepsilon\sin\alpha_0}{\cos(\mu-\beta)+\varepsilon\cos\alpha_0}. \qquad (5\text{-}78)$$

Однако это уравнение является трансцендентным и в общем виде аналитически точно не решается. Поэтому в общем виде можно найти лишь приближенное решение этого уравнения, учитывая, что в интересующих нас случаях $\mu\leqslant 0{,}5$.

Действительно, если в момент перехода на самонаведение ошибка $\Delta\beta$ равна нулю, т. е. ракета сразу летит по идеальной траектории, то $\mu=0$. Чем больше ошибка $\Delta\beta$, тем больше и угол μ. Как будет видно из дальнейшего анализа, при реальных значениях ошибок ($\Delta\beta\leqslant 30^\circ$) угол μ не превышает $20-30^\circ$, т. е. $\mu\leqslant 0{,}3\div 0{,}5$.

Поэтому в первом приближении можно разложить функции $\sin\mu$, $\cos\mu$, $\sin\frac{\mu}{2}$ и $\cos\frac{\mu}{2}$ в ряды по степеням μ и, подставив эти ряды в уравнение (5-78), пренебречь членами третьего и более высоких порядков малости (т. е. членами, содержащими μ^3, μ^4 и т. д.). Тогда вместо точного уравнения (5-78) получим следующее уравнение первого приближения:

$$A\mu^2-2B\mu+C=0, \qquad (5\text{-}79)$$

где

$$\left.\begin{aligned} A &= 3\Delta\beta' \sin\beta + \cos^2\beta + \varepsilon\cos\alpha_0\cos\beta + \frac{r_0}{\rho_0}\sin\beta; \\ B &= \frac{r_0}{\rho_0}\cos\beta; \quad C = 2\Delta\beta'\frac{r_0}{\rho_0}; \end{aligned}\right\} \tag{5-80}$$

$$\Delta\beta' = \sin\beta_0 - \sin\beta. \tag{5-81}$$

Очевидно,

$$\Delta\beta' \approx \Delta\beta. \tag{5-82}$$

Поэтому приближенное значение угла μ находится по формуле

$$\mu = \frac{B - \sqrt{B^2 - AC}}{A}. \tag{5-83}$$

Подставляя приближенное значение μ в точные формулы (5-76) и (5-77), находим приближенные значения $\varphi_{1м}$ и $\varphi_{2м}$ угла поворота $\varphi_м$. Если найденное значение μ было достаточно точным, то получится $\varphi_{2м} \approx \varphi_{1м}$. Если между $\varphi_{1м}$ и $\varphi_{2м}$ оказывается разница более 10%, то следует слегка изменить величину μ так, чтобы получить $\varphi_{2м} \approx \varphi_{1м}$ [Практически это уточнение величины μ получается весьма просто, так как $\varphi_{1м}$ почти не изменяется при небольших изменениях μ, а $\varphi_{2м}$ изменяется весьма резко и в ту же сторону, что и величина μ (т. е. для увеличения $\varphi_{2м}$ нужно слегка увеличить μ]. Однако при $\mu \leqslant 0{,}4$ первое приближение, найденное по формуле (5-83), оказывается уже достаточно точным и можно полагать $\varphi_м = \varphi_{1м}$, не производя дальнейшего уточнения.

Из формулы (5-83) следует, что для существования действительного значения угла μ должно выполняться условие

$$B^2 > AC. \tag{5-84}$$

Если это условие не выполняется, то действительного значения μ не существует, т. е. переход на идеальную траекторию ПУ не успевает произойти, и ракета пролетает мимо цели.

Следовательно, условие (5-84) является необходимым условием осуществимости перехода на траекторию ПУ.

В раскрытом виде после подстановки значений A, B и C из соотношений (5-80) получается следующее условие осуществимости перехода на идеальную траекторию ПУ:

$$\frac{r_0}{\rho_0} \geqslant 2\Delta\beta' \frac{\cos^2\beta + \varepsilon\cos\beta\cos\alpha_0 + 3\Delta\beta'\sin\beta}{\cos^2\beta - 2\Delta\beta'\sin\beta}. \tag{5-85}$$

Поэтому критическое значение расстояния $r_{0кр}$ определяется по формуле

$$\frac{r_{окр}}{\rho_0} = 2\Delta\beta' \frac{\cos^2\beta + \varepsilon\cos\beta\cos\alpha_0 + 3\Delta\beta'\sin\beta}{\cos^2\beta - 2\Delta\beta'\sin\beta}. \tag{5-86}$$

При $r_0 < r_{о \cdot кр}$ ракета не успевает перейти на идеальную траекторию ПУ. Следовательно, дистанция r_0 всегда должна выбираться из условия

$$r_0 > r_{кр}. \tag{5-87}$$

Используя соотношения (5-86) и (5-80), можно привести формулу (5-83) к следующему виду:

$$\mu = \frac{2\Delta\beta' \dfrac{r_0}{r_{кр}} \cos\beta}{\cos^2\beta + 2\Delta\beta' \left(\dfrac{r_0}{r_{кр}} - 1\right)\sin\beta} \times$$

$$\times \left[1 - \sqrt{\left(1 - \frac{r_{кр}}{r_0}\right)\left(1 - 2\Delta\beta' \frac{\operatorname{tg}\beta}{\cos\beta}\right)}\right]. \tag{5-88}$$

Полученные соотношения в общем случае являются громоздкими. Поэтому рассмотрим отдельно наиболее интересные случаи.

Первый случай — случай малых ошибок упреждения ($\Delta\beta \leqslant 10°$).

При $\Delta\beta' \leqslant 0{,}2$ формулы (5-86) и (5-88) сильно упрощаются и принимают вид:

$$r_{окр} \approx \rho_0 2\Delta\beta' \left(1 + \frac{\varepsilon\cos\alpha_0}{\cos\beta_0}\right); \tag{5-89}$$

$$\mu \approx \frac{2\Delta\beta' \dfrac{r_0}{r_{окр}}}{\cos\beta_0} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{r_{окр}}{r_0}}\right), \tag{5-90}$$

При $r_0 \geqslant 2r_{окр}$ получается

$$\mu \approx \frac{\Delta\beta'}{\cos\beta_0}, \tag{5-90'}$$

где

$$\Delta\beta' \approx \Delta\beta.$$

Так как $\sin\beta \leqslant \sin\beta_0 = \varepsilon \sin\alpha_0$, то при $\varepsilon \leqslant \frac{1}{2}$ получается $\beta \leqslant 30^\circ$ и $\cos\beta \geqslant 0{,}87$.

Поэтому при $\varepsilon \leqslant \frac{1}{2}$ имеем:

$$r_{окр} \approx \rho_0 2\Delta\beta' (1 + \varepsilon \cos\alpha_0); \tag{5-89'}$$

$$\mu \approx \Delta\beta'. \tag{5-90''}$$

В худшем случае, когда $\alpha_0 = 0$,

$$r_{окр} \approx \rho_0 2\Delta\beta' (1 + \varepsilon). \tag{5-91}$$

Так как в рассматриваемом случае $\Delta\beta' \leqslant 0{,}2$, то $\mu \leqslant 0{,}2$. Это подтверждает правильность сделанного выше допущения, что $\mu \leqslant 0{,}5$.

При тех же допущениях ($\Delta\beta' \leqslant 0{,}2$; $r_0 \geqslant 2r_{окр}$) получаем из формулы (5-76) приближенное значение угла $\varphi_м$:

$$\varphi_м \approx \frac{\rho_0}{2r_0} (\Delta\beta')^2 \approx \frac{1}{4} \Delta\beta' \frac{r_{окр}}{r_0}. \tag{5-92}$$

Следовательно, при $\Delta\beta' \leqslant 0{,}2$ и $r_0 \geqslant 2r_{окр}$ будет $\varphi_м \leqslant 1{,}5^\circ$.

Второй случай — случай больших ошибок упреждения ($\Delta\beta > 10^\circ$). В этом случае наиболее простые формулы получаются, если предположить, что $\Delta\beta = \beta_0$, т. е. $\beta = 0$. При этом допущении формулы (5-86) и (5-88) принимают следующий вид:

$$\frac{r_{окр}}{\rho_0} = 2\Delta\beta' (1 + \varepsilon \cos\alpha_0); \tag{5-93}$$

$$\mu = 2\Delta\beta' \frac{r_0}{r_{окр}} \left(1 - \sqrt{1 - \frac{r_{окр}}{r_0}}\right), \tag{5-94}$$

где

$$\Delta\beta' \approx \sin\beta_0 = \varepsilon \sin\alpha_0. \tag{5-95}$$

Сравнивая формулы (5-93) и (5-94) с (5-89) и (5-90) соответственно, нетрудно убедиться, что они примерно совпадают, так как $\cos\beta_0 \approx 1$.

Из формул (5-93) и (5-95) получаем:

$$\frac{r_{окр}}{\rho_0} = 2\varepsilon(1 + \varepsilon\cos\alpha_0)\sin\alpha_0. \qquad (5\text{-}96)$$

Это выражение имеет максимум при $\alpha_0 = \alpha_{окр}$, где $\alpha_{окр}$ определяется из соотношения

$$\cos\alpha_{окр} = \frac{\sqrt{1+8\varepsilon^2} - 1}{4\varepsilon} \qquad (5\text{-}97)$$

При этом

$$\left(\frac{r_{окр}}{\rho_0}\right)_{макс} = \frac{(3+\sqrt{1+8\varepsilon^2})\sqrt{\sqrt{1+8\varepsilon^2}+4\varepsilon^2-1}}{4\sqrt{2}}. \qquad (5\text{-}98)$$

Из формулы (5-97) следует, что при $\varepsilon \leqslant \frac{1}{2}$ будет $\cos\alpha_{окр} \geqslant 68^\circ$. Учитывая это соотношение, а также малую зависимость величины $r_{окр}$ от α_0 при $\alpha_0 = (68 \div 90^\circ)$, можно считать, что худший случай имеет место при $\alpha_0 \approx 90^\circ$, и полагать

$$\frac{r_{окр}}{\rho_0} \approx 2\varepsilon = 2\Delta\beta'. \qquad (5\text{-}99)$$

Анализ формулы (5-76) показывает, что наибольшее значение угла $\varphi_м$ получается также при $\alpha_0 \approx 90^\circ$. (Этот анализ не приводится здесь из-за его громоздкости). Поэтому в формуле (5-76) можно полагать $\alpha_0 = 90^\circ$. Тогда при $r_0 \geqslant 2r_{окр}$ будет:

$$\varphi_м \approx \frac{1}{4}\varepsilon\frac{r_{окр}}{r_0} = \frac{1}{4}\Delta\beta'\frac{r_{окр}}{r_0}. \qquad (5\text{-}100)$$

Эта формула также совпадает с формулой (5-91), выведенной для случая малых ошибок упреждения $\Delta\beta$.

При $r_0 < 2r_{окр}$ формула (5-100) неточна и вычисление $\varphi_м$ должно производиться по точным формулам (5-76) и (5-77) указанным выше способом. На основании этих точных вычислений построена кривая, изображенная на рис. 5-33 (верхняя кривая). Она соответствует следующим данным: $\alpha_0 = 90^\circ$; $\varepsilon = 1/2$; $\Delta\beta = 30^\circ$ ($\beta = 0$). На том же рисунке нанесена кривая, соответствующая $\Delta\beta = 15^\circ$; $\alpha_0 = 90^\circ$ и $\varepsilon = 0{,}5$. Так как в этом случае $\beta \neq 0$, то вычисление сделано непосредственно по точным формулам.

Приведенный выше анализ с самого начала основывался на следующих допущениях:

1. Скорость цели $\overline{V_1}$ постоянна, т. е. цель не выполняет маневра.

2. Система регулирования безынерционна, т. е. время запаздывания управления τ равно нулю.

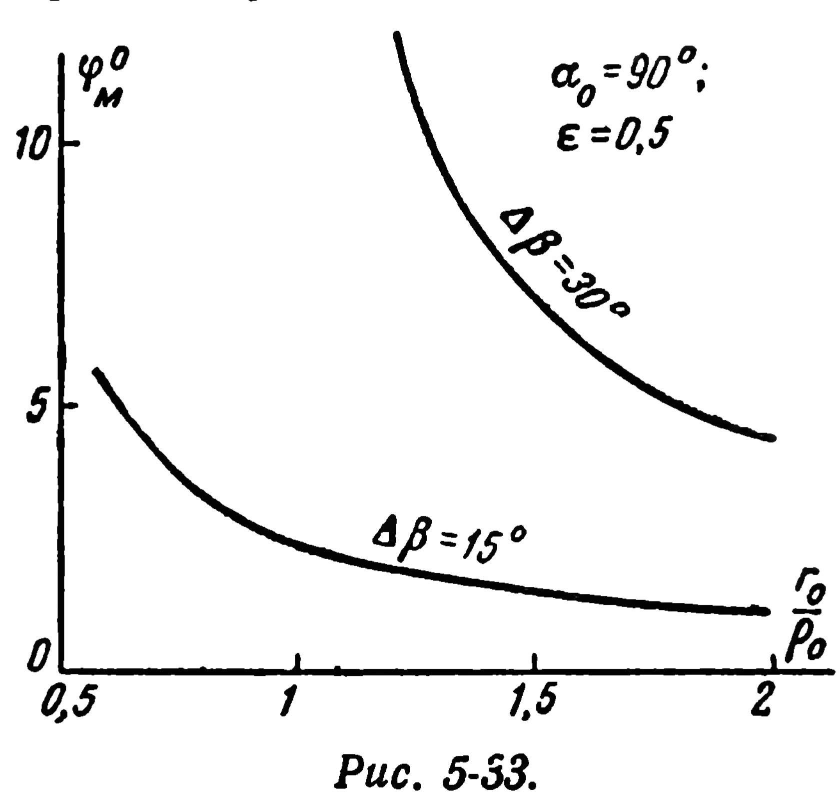


Рис. 5-53.

Анализ влияния маневров цели на величины $r_{о\,кр}$ и φ показал, что при наиболее опасных маневрах результаты получаются примерно такими же, как в наиболее опасном случае прямолинейного движения цели ($\alpha_0 \approx 90°$; $\beta=0$). Запаздывание управления, не превышающее 0,5 — 1 *сек*, также не ухудшает существенно полученные выше результаты.

Поэтому допустимо учесть все неучтенные при выводе факторы введением в конечные формулы для $r_{о\,кр}$ и $\varphi_м$ запаса на 30—50%.

Для иллюстрации рассмотрим несколько числовых примеров.

Пример 1. $V_1 \leqslant 300$ *м/сек*; $V_2 = 600$ *м/сек*; $W_{р\,м} = 10g$; $\Delta\beta \leqslant 10°$.

Тогда $\rho_0 = \frac{V_2^2}{W_{р\,м}} = 3{,}6$ *км*; $\varepsilon = \frac{V_1}{V_2} \leqslant \frac{1}{2}$.

Так как $\Delta\beta \leqslant 10°$, то ошибку упреждения можно считать малой. Тогда по формуле (5-89″) имеем:

$$r_{окр} \approx \rho_0 2\Delta\beta'(1+\varepsilon) \approx \rho_0 2\Delta\beta(1+\varepsilon).$$

В худшем случае, когда $\Delta\beta = \Delta\beta_{макс} = 10°$ и $\varepsilon = \varepsilon_{макс} = 0{,}5$, получается $r_{окр} \approx 1{,}8$ *км*. Поэтому, беря небольшой запас, можно требовать выполнения следующего условия:

$$r_0 \geqslant 2{,}5 \text{ км}. \tag{5-101}$$

Для оценки максимально возможного угла поворота $\varphi_м$ находим отношение $\frac{r_0}{r_{окр}}$.

При $\frac{r_0}{r_{окр}} \geqslant 2$ угол $\varphi_м$ определится по формуле (5-91):

$$\varphi_м = \frac{1}{4}\Delta\beta\frac{r_{окр}}{r_0}.$$

В худшем случае, когда r_0 минимально, т. е. при $r_0 = 2{,}5$ *км*, получается $\frac{r_0}{r_{окр}} < 2$, и формула (5-91) несправедлива. В этом случае грубая оценка может быть произведена по кривым на рис. 5-33.

Так как в данном случае $\frac{r_0}{\rho_0} = 0{,}7$, то при $\Delta\beta \approx 15°$ получилось бы $\varphi_м = 4°$. Учитывая, что с уменьшением $\Delta\beta$ угол $\varphi_м$ резко уменьшается, следует считать, что при $\Delta\beta \leqslant 10°$, даже с учетом запаса, будет выполняться условие

$$\varphi_м < 4°. \quad (5\text{-}102)$$

Пример 2. $\Delta\beta = \beta_{0\,макс} = 30°$; остальные данные — те же, что и в примере 1.

В этом случае $\beta = 0$ и справедливы формулы (5-99) и (5-100), из которых получаются следующие данные:

$$r_{окр} \approx 2\Delta\beta\rho_0 \approx \rho_0 = 3{,}6 \text{ км}$$

или с небольшим запасом

$$r_0 \geqslant 5 \text{ км}. \quad (5\text{-}103)$$

При $r_0 \geqslant 2r_{окр} = 7{,}2$ *км* будет:

$$\varphi_м = \frac{1}{4}\Delta\beta\frac{r_{окр}}{r_0} \leqslant 7°. \quad (5\text{-}104)$$

В худшем случае (при $r_0 = 5$ *км*) $\frac{r_0}{\rho_0} = 1{,}4$, и по кривой рис. 5-33 находим: $\varphi_м = 8°$.

Поэтому, беря небольшой запас, полагаем

$$\varphi_м \leqslant 10°. \quad (5\text{-}104')$$

Следует напомнить, что все полученные результаты относятся к случаю управления по методу постоянного угла φ. При управлении по методу нулевого угла φ требуемая дальность самонаведения может несколько измениться вследствие изменения формы переходной траектории (см. рис. 5-27 и 5-30). Максимальное значение угла поворота $\varphi_м$ остается таким же, как и при методе постоянного угла φ (рис. 5-27 и 5-30).

Выше были рассмотрены требования к дальности самонаведения при наведении по методу ПУ. Рассмотрим теперь требования к дальности самонаведения при наведении по методу погонной кривой. Выше указывалось, что метод погонной кривой дает малую ошибку наведения только при $\varepsilon \ll 1$. Поэтому при определении требуе-

мой дальности можно в первом приближении полагать $\varepsilon = 0$, т. е. считать цель неподвижной. Тогда минимальная дистанция $r_{окр}$, необходимая для попадания ракеты в цель, при наличии начальной ошибки упреждения $\Delta\beta$ определится из рис. 5-34.

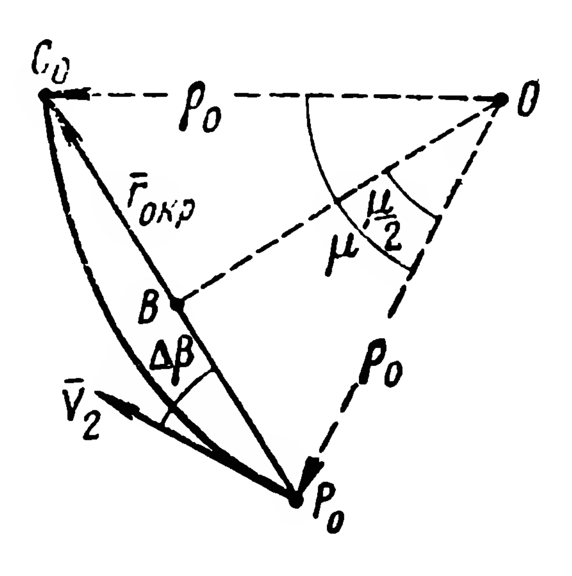


Рис. 5-34.

В момент начала самонаведения ракета находится в точке P_0, а цель — в точке C_0. Так как вплоть до попадания ракеты в цель существует некоторая ошибка упреждения $\Delta\beta$, то, полагая систему управления идеальной, можно считать, что ракета движется все время с максимально отклоненными рулями, т. е. по окружности минимального радиуса ρ_0.

Из рис. 5-34 следует:

$$r_{о\,кр} = 2\overline{P_0B} = 2\rho_0 \sin\frac{\mu}{2};\ \frac{\mu}{2} = \Delta\beta,$$

поэтому

$$r_{о\,кр} = 2\rho_0 \sin\Delta\beta. \tag{5-105}$$

Так как обычно $\Delta\beta \leqslant 30°$, то $\sin\Delta\beta \approx \Delta\beta$ и

$$r_{окр} \approx 2\rho_0 \Delta\beta. \tag{5-105'}$$

Эта формула примерно совпадает с формулами (5-89) и (5-99), полученными выше для наведения по методу ПУ.

Делая небольшой запас на инерционность управления и движение цели, можно полагать, что дальность самонаведения по погонной кривой должна удовлетворять условию

$$r_0 \geqslant (2{,}5 \div 3)\,\rho_0\Delta\beta, \tag{5-106}$$

где

$$\rho_0 = \frac{V_2^2}{W_{рм}}.$$

5-7. ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ОШИБОК САМОНАВЕДЕНИЯ

Ошибки самонаведения ракеты на цель могут быть разбиты на следующие основные группы в зависимости от их характера и происхождения:

1. Ошибки наведения, вызываемые инерционностью управления, при наличии маневров цели.

2. Ошибки наведения, вызываемые ограниченной маневренностью ракеты, при большой кривизне требуемой траектории, обусловленной выбранным методом наведения.

3. Ошибки наведения, вызываемые ограниченной маневренностью ракеты, при большой кривизне траектории, обусловленной действием приборных ошибок.

4. Ошибки наведения, вызываемые приборными ошибками вследствие наличия мертвой зоны управления.

Рассмотрим несколько подробнее каждую группу ошибок.

Ошибки первой группы свойственны не только самонаведению, но и телеуправлению, и были рассмотрены в § 2-2. Характер этих ошибок наглядно иллюстрируется соотношением (2-19'):

$$d_{макс} \approx W_{с\,м} \tau^2,$$

где $d_{макс}$ — максимальное значение ошибки наведения, вызванной маневром цели с ускорением $W_{с\,м}$, при наличии в системе управления запаздывания τ. Из соотношения (2-19') видно, что данная ошибка вызвана совокупным действием двух факторов — маневра цели и запаздывания τ. При отсутствии любого из этих факторов (т. е. при $W_{с\,м}=0$ или $\tau=0$) ошибка данного вида исчезает.

Ошибки второй группы также свойственны не только самонаведению, но и телеуправлению и были рассмотрены выше (см. гл. 2 и 3). В гл. 3 было показано, что наибольшая кривизна траекторий требуется при наведении ракеты на цель по методу погонной кривой. При этом за счет ограниченной маневренности ракеты возникает ошибка, максимальное значение которой определяется соотношением (3-12):

$$d_{макс} = \frac{V_1^2}{2W_{рм}},$$

где V_1 — скорость цели;

$W_{рм}$ — максимально возможное ускорение ракеты.

Из формулы (3-12) видно, что эта ошибка уменьшается с увеличением маневренности ракеты (т. е. с увеличением ускорения $W_{рм}$) и уменьшением скорости цели и делается равной нулю в случае неподвижной цели. Так как существуют такие методы наведения, которые не требуют большой кривизны траектории (например, метод ПУ),

то ошибки второй группы свойственны не всем системам самонаведения, а лишь тем из них, которые основаны на неблагоприятных (с точки зрения формы траектории) методах наведения, например системам самонаведения по погонной кривой.

Ошибки наведения первой и второй групп имеют место даже в системах, лишенных приборных ошибок (здесь и далее под приборными ошибками понимаются все ошибки, вызываемые неидеальностью действия аппаратуры управления, за исключением ошибок, вызываемых инерционностью управления, которые вынесены в отдельный класс ошибок).

Наличие приборных ошибок оказывается в появлении третьей и четвертой групп ошибок наведения.

Ошибки наведения третьей группы возникают вследствие того, что наличие приборных ошибок может настолько искривить траекторию ракеты, требуемую для попадания в цель, что ракета в виду своей ограниченной маневренности не сможет следовать по этой траектории и пролетит мимо цели.

Примером такой ошибки может служить ошибка самонаведения по погонной кривой, возникающая в том случае, когда в системе не учитывается угол атаки. Эта ошибка была рассмотрена в § 4 данной главы. В этом параграфе был рассмотрен случай самонаведения по погонной кривой на неподвижную цель, находящуюся в точке O (рис. 5-14).

При отсутствии приборных ошибок (т. е. при $\beta=0$) требуемая траектория ракеты была бы прямолинейной (прямая P_0O на рис. 5-14) и ракета точно попала бы в цель.

Наличие приборной ошибки, т. е. отклонения угла β от нуля, приводит к искривлению траектории ракеты. При $\beta=\text{const}$ эта траектория превращается в логарифмическую спираль (рис. 5-17). Если бы ракета обладала неограниченной маневренностью, то, двигаясь по этой спирали, она попала бы точно в цель, т. е. наличие приборной ошибки β не вызывало бы ошибки наведения на цель.

Однако из-за ограниченности маневренности ракета в некоторой точке M отклоняется от требуемой спирали и пролетает мимо цели (рис. 5-17).

В § 5-4 было показано, что искривление траектории, вызванное приборными ошибками, может вызвать ошибку наведения также вследствие преждевременного столкновения ракеты с поверхностью земли или моря (рис. 5-14).

Таким образом, приборная ошибка сказывается на

ошибке наведения не непосредственно, а косвенно, т. е. лишь из-за наличия дополнительных неблагоприятных факторов (ограниченной маневренности ракеты или столкновения ракеты с поверхностью земли или моря).

Рассмотрим, наконец, ошибки четвертой группы, вызываемые приборными ошибками вследствие наличия так называемой мертвой зоны управления.

Пусть $\Delta\beta$ — угловая ошибка в направлении вектора скорости ракеты (ошибка упреждения); тогда соответствующая ей линейная ошибка равна:

$$\Delta x \approx r\Delta\beta,$$

где r — расстояние от ракеты до цели.

Если бы система управления действовала нормально вплоть до встречи с целью, то при $r \to 0$ величина Δx также стремилась бы к нулю. Однако в действительности на некотором минимальном расстоянии $r_{мин}$ до цели система управления практически перестает действовать и ошибка $\Delta x_{мин} \approx r_{мин} \Delta\beta$, которая имеет место в этот момент времени, в дальнейшем не корректируется и может даже несколько возрасти. Поэтому ракета пролетает мимо цели на расстоянии

$$d \geqslant \Delta x_{мин} = r_{мин} \Delta\beta.$$

(Более точная формула для вычисления ошибки d дается ниже). То минимальное расстояние $r_{мин}$, на котором система управления перестает нормально действовать, называется мертвой зоной управления.

Мертвая зона управления может вызываться следующими основными причинами:

1. Импульсный радиолокатор, входящий в систему управления, имеет мертвую зону, обусловленную невозможностью отделить импульс, отраженный от цели, от мощного зондирующего импульса, если расстояние от ракеты до цели уменьшается до некоторой величины r_1, определяемой известным соотношением

$$r_1 = \frac{\Delta t c}{2}, \tag{5-107}$$

где Δt — минимально различимый радиолокатором интервал времени между прямым и отраженным импульсами;

c — скорость света.

Обеспечение в ракетной аппаратуре интервала Δt, значительно меньшего 0,3—0,5 *мксек*, может представлять трудности. Это обусловливает мертвую зону r_1 порядка 50—70 *м*.

2. Система управления вследствие своей инерционности дает некоторое эквивалентное запаздывание τ в исполнении появившейся на ее входе команды. Это означает, что все отклонения ракеты от правильного полета на цель, обнаруженные радиолокатором за время, меньшее, чем τ, до встречи ракеты с целью, не успеют вызвать соответствующей корректировки траектории полета ракеты до встречи ракеты с целью. Таким образом, инерционность управления создает мертвую зону

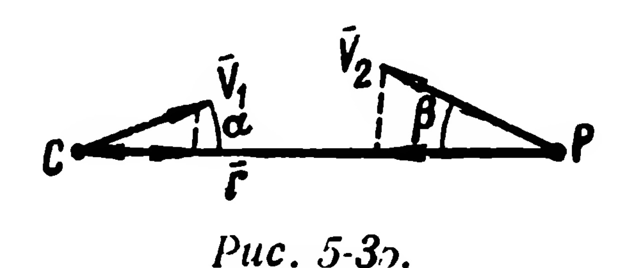


Рис. 5-35.

$$r_2 = V_r \tau, \tag{5-108}$$

где τ — эквивалентное запаздывание системы управления (см. гл. 1);

V_r — скорость сближения ракеты с целью, определяемая соотношением

$$V_r = \frac{dr}{dt}. \tag{5-109}$$

Если ракета и цель имеют скорости $\bar V_2$ и $\bar V_1$ соответственно (рис. 5-35), то можно написать:

$$V_r = V_1 \cos\alpha + V_2 \cos\beta, \tag{5-110}$$

В худшем случае, при стрельбе точно навстречу, скорость сближения максимальна и равна:

$$V_{r\,макс} = V_1 + V_2. \tag{5-110'}$$

Поэтому максимальное значение мертвой зоны равно:

$$r_{2\,макс} \approx (V_1 + V_2)\tau. \tag{5-111}$$

Пусть, например,

$$(V_1 + V_2)_{макс} \approx 1\,000 \text{ м/сек}. \tag{5-112}$$

Полагая, что запаздывание τ не превышает 0,3 — 0,5 *сек*, получим:

$$r_{2\,макс} \approx 300 \div 500 \text{ м}. \tag{5-113}$$

3. При очень малых расстояниях до цели линейный размер цели становится сравнимым с расстоянием r, выходит за пределы полезного угла зрения радиопеленгатора и работа последнего резко ухудшается. Очевидно, это явление будет иметь место при следующем расстоянии до цели:

$$r = r_з = \frac{l_m}{\varphi_n},$$

где l_m — максимальный линейный размер цели;

φ_n — полный полезный угол зрения радиопеленгатора.

Если принять $l_m = 15 \div 30$ *м* и $\varphi_n = 10^\circ$, то получится $r_з = 75 \div 150$ *м*.

4. При малых расстояниях до цели напряжение на входе радиопеленгатора возрастает во времени столь быстро, что автоматическая регулировка усиления может не успевать компенсировать это изменение. Поэтому при отсутствии дополнительной специальной программной регулировки усиления нормальная работа радиопеленгатора может нарушиться.

5. При отсутствии специальных мер резкое возрастание чувствительности радиопеленгатора к линейным перемещениям ракеты, которое получается при $\frac{1}{r} \to \infty$, может привести к потере динамической устойчивости регулирования.

Из сказанного очевидно, что система самонаведения имеет некоторую мертвую зону $r_{мин}$, которая для известных типов ракет может достигать 300—500 *м* и вызывается в основном инерционностью управления (запаздыванием). Выясним, какая ошибка наведения может вызываться наличием мертвой зоны.

Для приближенной оценки этой ошибки рассмотрим рис. 5-36.

В момент достижения ракетой расстояния $r_{мин}$, равного мертвой зоне, цель находится в точке C_1, а ракета — в точке P_1. При этом вектор скорости ракеты $\overline{V}_2$ имеет угол упреждения β, отличный в общем случае от требуемого значения β_0 ($\overline{V}_{02}$ — направление идеального упреждения), т. е. имеет место некоторая ошибка упреждения $\Delta\beta$.

Так как ракета и цель имеют ограниченные поперечные ускорения, то можно в первом приближении считать те отрезки их траекторий, которые они пролетают за малое время Δt, прямолинейными, а скорости V_1 и V_2 — постоянными. Поэтому можно считать, что цель движется по прямой C_1A', а ракета — по прямой P_1A', как указано на рис. 5-36. В произвольный момент времени расстояние от ракеты до цели равно r.

С помощью рис. 5-36 можно доказать, что минимальное значение этого расстояния, определяющее ошибку наведения, равно:

$$d = \frac{r_{мин}\Delta\beta}{\sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon\cos(\alpha + \beta)}}, \qquad (5\text{-}114)$$

где $\varepsilon = \frac{V_1}{V_2}$.

Рис. 5-36.

Если мертвая зона $r_{мин}$ определяется инерционностью управления, то в соответствии с формулами (5-108) и (5-110) получим:

$$r_{мин} = V_2\tau(\cos\beta + \varepsilon\cos\alpha) \qquad (5\text{-}115)$$

и

$$d = V_2\tau\Delta\beta\frac{\cos\beta + \varepsilon\cos\alpha}{\sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon\cos(\alpha + \beta)}}. \qquad (5\text{-}116)$$

Наибольшее значение этого выражения равно:

$$d_{макс} = V_2\tau\Delta\beta. \qquad (5\text{-}117)$$

Пусть $V_2 = 700$ *м/сек*; $\tau = 0{,}4$ *сек*; $\Delta\beta = 5{,}7°$. Тогда получится

$$d_{макс} \approx 30 \text{ м}.$$

При тех же значениях V_2 и τ, но при $\Delta\beta = 1°$ получится $d_{макс} \approx 5$ *м*.

Эти примеры показывают, что весьма важно обеспечивать возможно меньшие значения приборной ошибки упреждения $\Delta\beta$ и мертвой зоны $r_{мин}$.

ГЛАВА ШЕСТАЯ

ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЕ

6-1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ

В гл. 1 указывалось, что системы телеуправления можно подразделять на два вида:

телеуправление первого вида — с непосредственным контролем цели (рис. 1-20) и телеуправление второго вида — с контролем цели посредством бортовой аппаратуры (рис. 1-21).

Оба вида телеуправления могут быть автоматическими или осуществляться оператором.

Каждая система телеуправления содержит каналы контроля и управления (см. рис. 1-20 и 1-21).

Для контроля цели (или ракеты) используется какой-либо вид энергии, излучаемой или отражаемой целью (ракетой). В зависимости от вида используемой энергии контроль может быть:

а) визуальным (при использовании видимых лучей света);

б) тепловым [при использовании тепловых (инфракрасных) лучей];

в) радиотехническим (при использовании радиоволн).

Основные преимущества и недостатки каждого из этих видов энергии были описаны выше (см. § 5-2,*в*).

В зависимости от места расположения первичного источника энергии системы контроля цели, как и системы самонаведения, можно подразделить на:

а) пассивные — при использовании собственного излучения контролируемого объекта (цели) или отраженного излучения естественных источников (Солнца, Луны);

б) активные — при размещении первичного источника на ракете;

в) полуактивные — при размещении первичного источника на ***КП***.

Основные преимущества и недостатки этих способов контроля—такие же, как и при самонаведении (см. § 5-2,*б*).

Способы контроля за положением ракеты несколько отличаются от способов контроля за целью, так как цель является вражеским объектом, а на ракете можно устанавливать специальные приборы, облегчающие контроль за ее положением.

В зависимости от типа и расположения источника

энергии системы контроля ракеты (бомбы) могут быть:

а) пассивными;

б) полуактивными;

в) активными.

Пассивными называются системы, использующие естественное излучение ракеты (например, тепло или свет, излучаемые двигателем ракеты) или отраженную ракетой энергию естественных источников (Солнца, Луны).

Активными называются системы, основанные на использовании энергии излучателя, устанавливаемого на ракете (бомбе) для облегчения контроля за ней. При визуальном контроле такими излучателями являлись обычно трассеры, устанавливаемые в хвосте ракеты и излучающие свет силой в несколько миллионов свечей. При радиотехническом контроле таким излучателем является радиопередатчик, устанавливаемый на ракете и пеленгуемый с командного пункта.

Полуактивными называются системы, в которых первичный источник энергии помещается на *КП* и облучает ракету, а положение ракеты контролируется по ответным сигналам, поступающим от ракеты на *КП*. Полуактивные системы могут быть:

а) без ответчика;

б) с пассивным ответчиком;

в) с активным ответчиком.

В системах без ответчика используется естественное отражение ракетой энергии облучающего ее источника, т. е. отражение от корпуса ракеты. В системах с пассивным ответчиком на ракете (бомбе) устанавливается специальный пассивный отражатель, который значительно увеличивает эффективность отражения энергии первичного источника. В системах с активным ответчиком на ракете (бомбе) устанавливается приемо-передатчик, возбуждаемый энергией падающих волн первичного источника и посылающий ответную энергию значительно большей мощности.

При визуальном контроле за ракетой в минувшей войне применялись пассивные или активные системы. Активные системы дают большую дальность контроля, но сильно демаскируют ракету и окружающую местность. При тепловом контроле ракеты применяются пассивные системы, так как реактивный двигатель является сравнительно мощным источником тепловой энергии.

При радиотехническом контроле применяются обычно активные системы и полуактивные системы с ответчиком, так как размеры ракеты обычно значительно меньше размеров цели, и малое естественное отражение радиоволн корпусом ракеты затрудняет осуществление контроля на большой дальности.

Данные о взаимном расположении ракеты и цели, полученные по каналу контроля, используются для выработки соответствующих команд управления. Команды управления вырабатываются оператором или соответствующим автоматическим устройством и поступают в канал управления. Типичная блок-схема канала управления изображена на рис. 6-1. Команды управления, выработанные датчиком команд, кодируются и передаются по линии связи

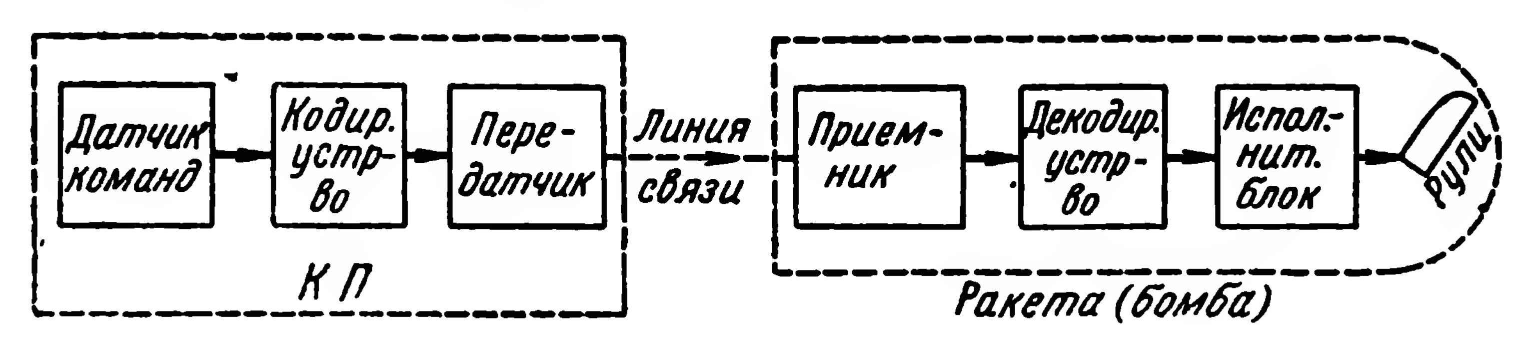


Рис. 6-1.

с *КП* на ракету. На ракете принятые сигналы декодируются (расшифровываются) и передаются в исполнительный блок, приводящий в действие рули ракеты.

Кодирование и соответствующее ему декодирование имеют двоякое назначение:

а) засекречивание команд управления и повышение помехоустойчивости канала управления;

б) обеспечение разделения (селекции) различных команд (влево, вправо, вверх, вниз и т. п.).

Линия связи, входящая в канал управления, может быть радиотехнической, проводной, тепловой или световой в зависимости от вида энергии, используемой для передачи команд с *КП* на ракету. Основным преимуществом радиотехнического принципа связи является возможность очень большой дальности действия.

Основным преимуществом связи по проводам является наибольшая помехоустойчивость. Однако обеспечение надежной (без обрывов) связи по проводам с быстро летящей ракетой представляет большие конструктивные трудности, даже при малой дальности связи. Тепловые и световые линии связи, не обладая никакими существенными преимуществами перед радиолинией, имеют значитель-

но меньшую дальность действия. Поэтому в канале управления практически применяются почти исключительно радиотехнические линии связи.

По тем же причинам линия связи, применяемая при телеуправлении второго вида для передачи данных контроля с ракеты на *КП* (см. рис. 1-21), также почти всегда строится на радиотехническом принципе.

Таким образом, каналы управления и связи, применяемые в системах телеуправления, строятся, как правило, по радиотехническому принципу; контроль же за ракетой и целью может быть как радиотехническим, так и визуальным или тепловым.

Более подробное сравнение различных методов контроля, приводимое ниже, показывает, что наиболее широкое применение должен иметь радиотехнический контроль. Однако визуальный и тепловой методы контроля имеют такие преимущества, что в ряде случаев становится целесообразным их применение.

6-2. ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЕ ВТОРОГО ВИДА

Телеуправление второго вида имеет много общего с самонаведением. В этом можно убедиться из сравнения блок-схем систем самонаведения и телеуправления второго вида, изображенных на рис. 6-2,*а* и *б* соответственно.

При самонаведении на ракете устанавливается аппаратура, контролирующая положение цели относительно ракеты. Данные этого контроля преобразуются внутри ракеты в соответствующие команды на рули.

При телеуправлении второго вида на ракете также устанавливается аппаратура, контролирующая положение цели относительно ракеты. Данные этого контроля передаются по линии связи на *КП*, превращаются там в соответствующие команды и возвращаются на ракету по каналу управления.

Таким образом, принципиальное отличие телеуправления второго вида от самонаведения состоит лишь в том, что данные контроля цели превращаются в команды на рули не внутри самой ракеты, а на *КП*.

Такое дополнительное «путешествие» данных контроля с ракеты на *КП* и возвращение их после соответствующего преобразования в команды на ракету существенно усложняют аппаратуру управления в целом и бортовую аппаратуру в частности и ухудшают помехоустойчивость

системы из-за появления двух дополнительных радиоканалов (канала связи и канала управления).

Поэтому на первый взгляд кажется, что телеуправление второго вида должно быть значительно хуже самонаведения и применение такого принципа управления вообще нецелесообразно. Однако в действительности этот вывод справедлив лишь в отношении автоматического телеуправления второго вида и не совсем справедлив в том случае, если телеуправление второго вида осуществляет оператор.

Действительно, если телеуправление второго вида сделать автоматическим, то оно не будет иметь никаких существенных преимуществ перед самонаведением, которое также является автоматическим, но зато будет иметь ряд весьма существенных недостатков (бо́льшая сложность, меньшая помехоустойчивость, дополнительное искажение данных контроля и команд управления в каналах связи и управления).

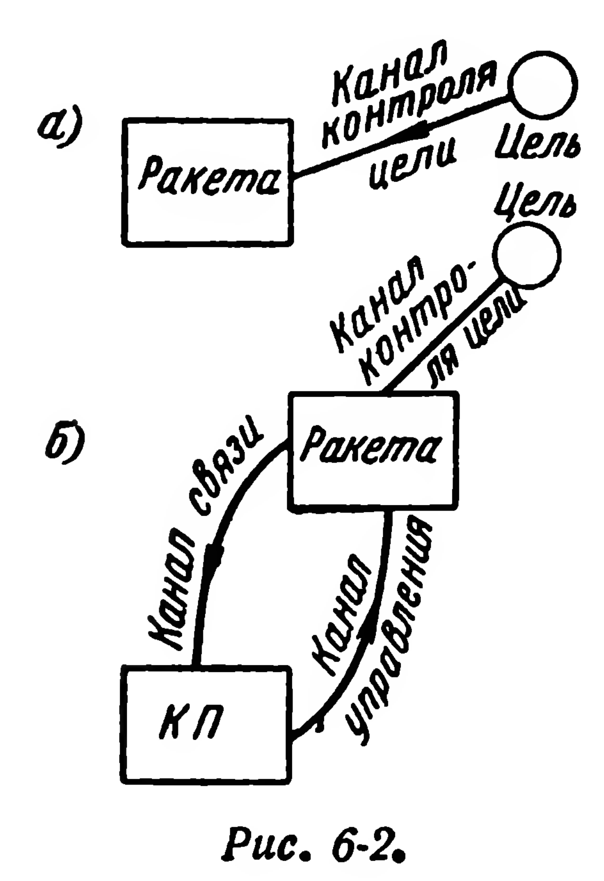


Рис. 6-2.

Если же телеуправление второго вида осуществляет оператор, то оно приобретает новое качество по сравнению с самонаведением — участие человека (оператора) в процессе управления ракетой. Это новое качество влечет за собой ряд дополнительных недостатков и преимуществ.

Основным недостатком управления с помощью оператора по сравнению с автоматическим является влияние субъективных свойств оператора на качество и точность управления. Надежность и точность такого управления зависят не только от квалификации оператора, но и от его физического и морального состояния. Весь процесс управления длится обычно несколько минут, а иногда даже несколько секунд. Решающий интервал времени, когда ракета приближается к цели, измеряется десятыми долями секунды. Поэтому даже весьма кратковременное вздрагивание или неверное движение руки оператора может вызвать недопустимую ошибку наведения. Большим недостатком такого управления являются также сложность и большая стоимость подготовки квалифицированных операторов. Тренировка операторов, проводимая на моделях, не

может полностью заменить тренировки на реальных объектах, в реальных условиях. Тренировка же, сопровождаемая реальными пусками ракет, обходится очень дорого.

Однако управление оператором, кроме недостатков, имеет и очень существенное преимущество—участие в процессе управления сознательной воли человека, обеспечивающее гибкость управления и в ряде случаев бо́льшую помехоустойчивость.

Для пояснения особенностей такого управления сравним блок-схемы замкнутой системы регулирования при обоих

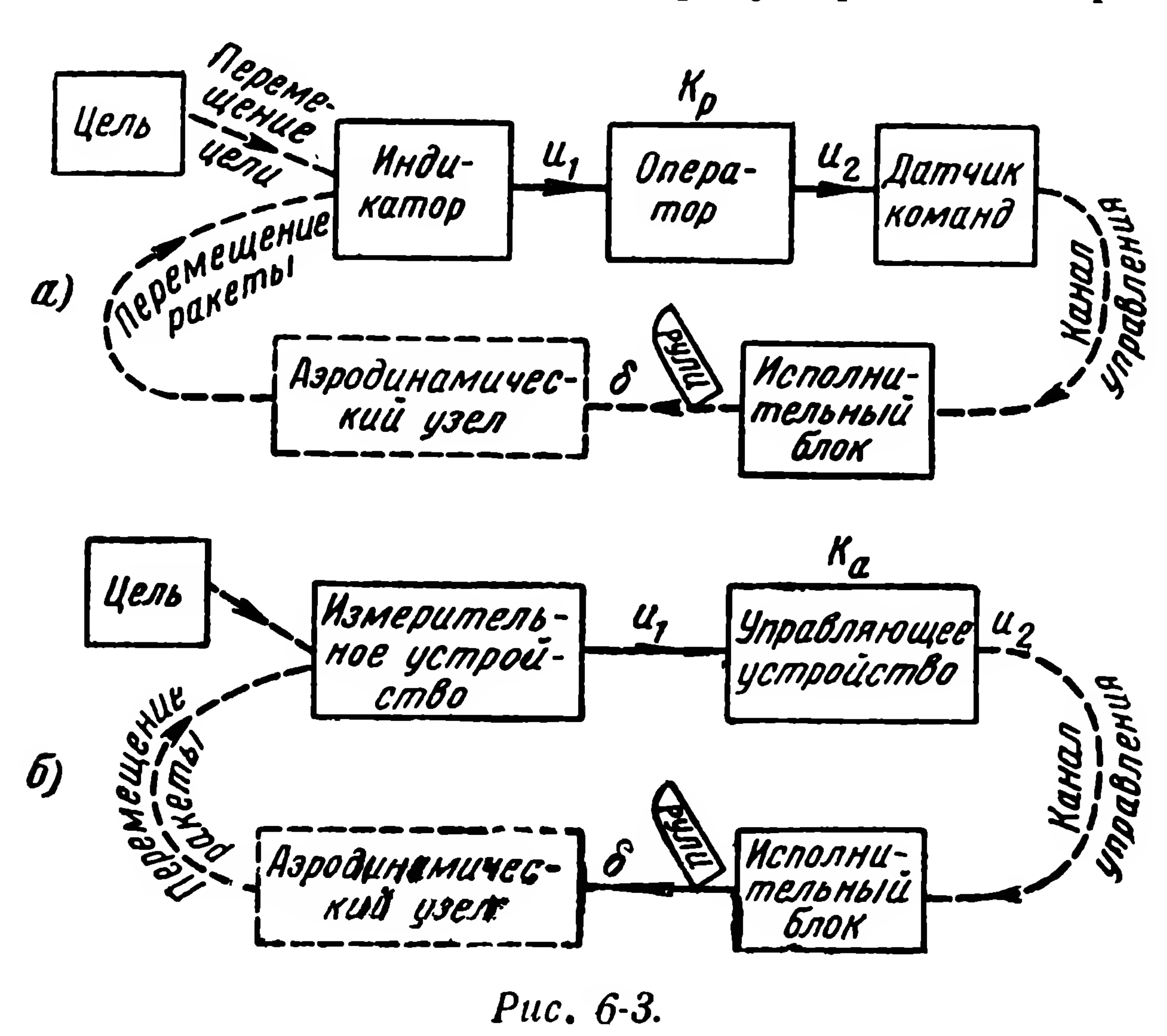


Рис. 6-3.

видах управления, изображенные на рис. 6-3,*а* и *б* соответственно.

При автоматическом управлении (рис. 6-3,*б*) измерительное устройство обнаруживает отклонение u_1 движения ракеты от правильного полета на цель. Это отклонение u_1, проходя через управляющее устройство с коэффициентом передачи K_a, воздействует на исполнительный механизм, поворачивающий рули ракеты. Отклонение руля δ изменяет траекторию ракеты так, чтобы отклонение u_1 уменьшилось.

Коэффициент передачи K_a является комплексной величиной. Частотно-фазовая характеристика блока K_a подбирается таким образом, чтобы качество регулирования системы в целом было наилучшим, т. е. чтобы ракета при-

ближалась к требуемой траектории возможно быстрее и с возможно большей точностью.

Однако весьма сложно обеспечить оптимальный подбор величины K_a для всех возможных условий: всех экземпляров ракеты, всех возможных условий полета, всех возможных уровней и видов помех и т. п. Поэтому при каждом таком конкретном выстреле, когда условия полета и управления значительно отличаются от средних, коэффициент K_a может заметно отличаться от оптимального, и вследствие этого точность наведения ракеты на цель может существенно ухудшаться.

Управление оператором (рис 6-3,*а*) отличается от автоматического тем, что вместо управляющего устройства с коэффициентом передачи K_a действует оператор с некоторым эквивалентным коэффициентом передачи K_p, равным отношению перемещения рукоятки управления u_2 к отклонению u_1, наблюдаемому на индикаторе.

Величина этого коэффициента передачи K_p зависит от субъективных свойств оператора, но любой квалифицированный оператор инстинктивно стремится управлять рукояткой так, чтобы в каждом конкретном случае отклонение u_1 получалось минимальным. Очевидно, что эта гибкость (приспособляемость к конкретным условиям), свойственная оператору, может оказаться весьма полезной в тех случаях, когда условия полета и управления существенно отличаются от средних.

Однако гибкость управления, осуществляемого оператором, может заключаться не только в его приспособляемости к конкретным условиям, но и в том, что человек способен наблюдать за целью в некоторых отношениях «более тонко», лучше реагировать на те или иные особенности цели, чем любой из современных автоматов. Для иллюстрации рассмотрим наведение ракеты с помощью телевизионной головки, описанное кратко в гл. 1 (см. рис. 1-23). В этом случае оператор видит на экране не условное изображение цели в виде пятна или точки, а полную ее картину. Так, например, если ракета наводится на корабли противника, то оператор может увидеть эти корабли примерно такими, как если бы он смотрел на них, находясь на ракете. В то же время известные автоматические системы управления обычно могут различать цели лишь по интенсивности идущей от них суммарной энергии, по их площади и скорости.

Эта особенность облегчает выбор нужной цели при по-

падании в угол зрения системы управления сразу нескольких целей, а также при создании противником ложных целей.

Приведенное выше сравнение телеуправления второго вида с самонаведением приводит к следующим выводам:

1. Телеуправление второго вида должно, как правило, осуществляться оператором.

2. Преимущества, даваемые телеуправлением второго вида, тем больше, чем более детально изображение цели (целей), воспроизводимое на экране оператора.

Детальность изображения цели в первую очередь зависит от метода контроля цели. Если для контроля цели использовать угломер или радиолокатор, подобный тому, который применяется при самонаведении, то цель будет воспроизводиться на экране электронно-лучевой трубки в виде светлого пятна. Детальность изображения цели при этом будет минимальной. Если для контроля цели использовать телевизионную головку, описанную выше, то на экране будет видно примерно такое же изображение цели (если не учитывать искажений), как при непосредственном визуальном наблюдении цели с ракеты. Детальность изображения при этом будет максимально возможной. (Детальность была бы еще большей лишь в том случае, если бы оператор находился на ракете и наблюдал за целью непосредственно, т. е. при визуальном контроле. Но ракета является беспилотным объектом, и эта возможность исключена).

Если вместо телевидения применить «тепловое видение» или «радиовидение», т. е. воспроизведение полного изображения цели с помощью тепловых или радиоволн, то детальность получится меньшей, чем при телевидении, и распознавать цели будет труднее, так как тепловое и особенно радиоизображение цели существенно отличаются от ее видимого изображения (участки цели, наиболее интенсивно отражающие видимые лучи, могут оказаться не наиболее интенсивно отражающими радио или тепловые волны, и наоборот). Кроме того, практическое осуществление систем теплового и радиовидения, пригодных для установки на ракету, представляет большие трудности.

Таким образом, практически наиболее просто осуществить телеуправление второго вида в следующих вариантах

1. Система с телевизионной головкой.

2. Система с угломером (радиолокатором), установлен-

ным на ракете и подобный угломеру (радиолокатору) системы самонаведения.

Сравнивая эти системы телеуправления с самонаведением, можно сделать следующие основные заключения:

1. Система с телевизионной головкой позволяет в наибольшей мере использовать преимущества, даваемые телеуправлением второго вида (связанные с преимуществами управления с помощью оператора), так как она дает наиболее детальное изображение цели. Однако этой системе свойственны в наибольшей степени и недостатки телеуправления второго вида — бо́льшая сложность и возможность дополнительного воздействия помех на каналы управления и связи.

2. Система телеуправления второго вида с угломером (радиолокатором) значительно проще системы с телевизионной головкой. Кроме того, она позволяет применить радиотехнический контроль и, следовательно, значительно повысить дальность и надежность действия системы. Однако эта система дает изображение цели в виде пятна и не позволяет использовать такое основное преимущество, как возможность более детального анализа изображения цели человеком. В то же время эта система остается более сложной, чем система самонаведения, и сохраняет все недостатки, присущие управлению оператором.

Из сказанного следует, что основным способом телеуправления второго вида является управление с помощью телевизионной головки. Этот способ управления нашел практическое применение еще в минувшую войну. Поэтому в дальнейшем, говоря о телеуправлении второго вида, мы будем иметь в виду в первую очередь управление с помощью телевизионной головки.

Какие методы наведения на цель применимы при телеуправлении второго вида?

Наведение ракеты на цель при телеуправлении второго вида происходит таким же образом, как и при самонаведении: при помощи угломера или телевизионной камеры, установленной на ракете, обнаруживается отклонение от направления «ракета — цель» в измерительной системе координат, образованной угломером или телекамерой. На основании величины и знака этого отклонения вырабатываются соответствующие команды на рули. То обстоятельство, что эти команды вырабатываются оператором, а не автоматом, не меняет существенно характера траектории ракеты. Поэтому при телеуправлении второго вида можно

применять те же методы наведения на цель, что и при самонаведении, например наведение по методу погонной кривой или по методу ПУ.

Для осуществления наведения по погонной кривой или методу ПУ пригодны многие из тех методов, которые применяются при самонаведении. Так, например, для наведения ракеты, снабженной телевизионной головкой, по погонной кривой можно установить телекамеру на силовом флюгере. В этом случае оптическая ось телекамеры жестко связана с направлением воздушной скорости ракеты $\overline{V}_{2a}$. Тогда, пренебрегая, как и при самонаведении, влиянием ветра, можно считать, что оптическая ось телекамеры z_1 совпадает с направлением скорости ракеты $\overline{V}_2$ (рис. 6-4). Если направление на цель $\overline{r}$ будет совпадать

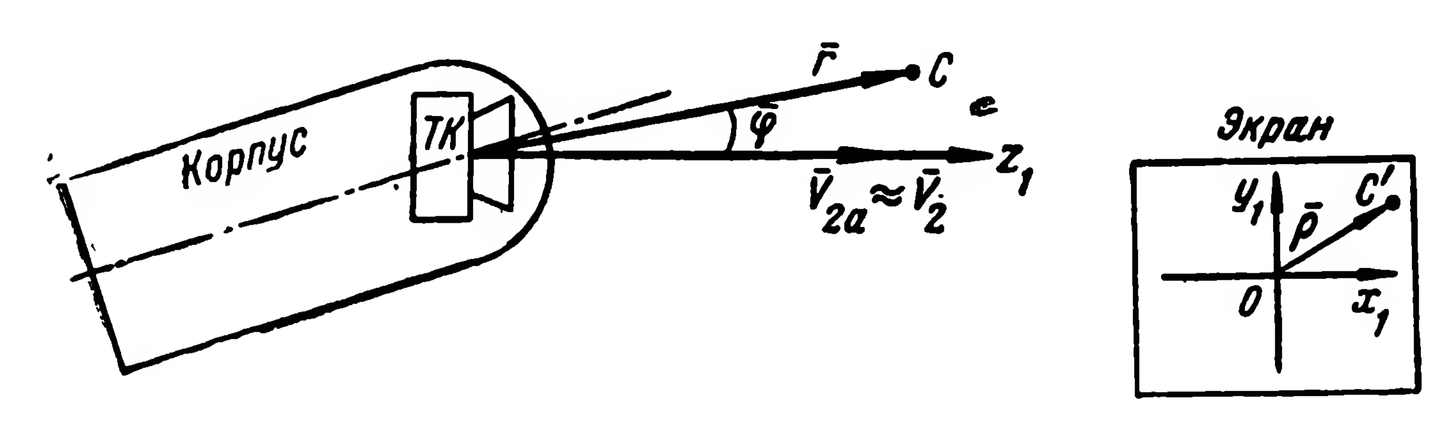


Рис. 6-4.

с осью телекамеры, то светящееся пятно C' на экране будет совпадать с центром экрана O. Если направление $\overline{r}$ будет составлять с вектором $\overline{V}_2$ некоторый угол $\overline{\varphi}$, то пятно C' будет смещено относительно центра экрана на некоторую величину $\overline{\rho}$, пропорциональную углу $\overline{\varphi}$. Поэтому, если оператор, находящийся на *КП*, будет управлять рукояткой датчика команд таким образом, чтобы пятно C' оставалось примерно совмещенным с центром экрана O, то при этом $\varphi = 0$ и, следовательно, ракета будет двигаться по погонной кривой.

Для наведения по методу ПУ необходимо, как и при самонаведении, стабилизировать измерительную систему координат $x_1 y_1 z_1$.

Для этого можно подвесить телекамеру в карданном подвесе и стабилизировать ее от поворотов гироскопическим устройством (рис. 6-5). В этом случае отклонение $\overline{\varphi}$ будет измеряться в стабилизированной системе координат.

При наведении по методу постоянного угла φ оператор должен управлять ракетой так, чтобы отклонение $\bar{\rho}$ изображения (пятна), соответствующее углу $\bar{\varphi}$, оставалось постоянным как по величине, так и по направлению. Это означает, что при правильном полете ракеты по траектории ПУ светящееся пятно C' на экране должно сохранять примерно неизменное положение. Отсюда следует, что оператор должен стремиться не к уменьшению величины отклонения пятна, а к уменьшению скорости движения пятна. Очевидно, управление по такому принципу для оператора значительно сложнее, чем просто сведение пятна к центру экрана. Поэтому управление с помощью телевизионной головки производится не по методу постоянного

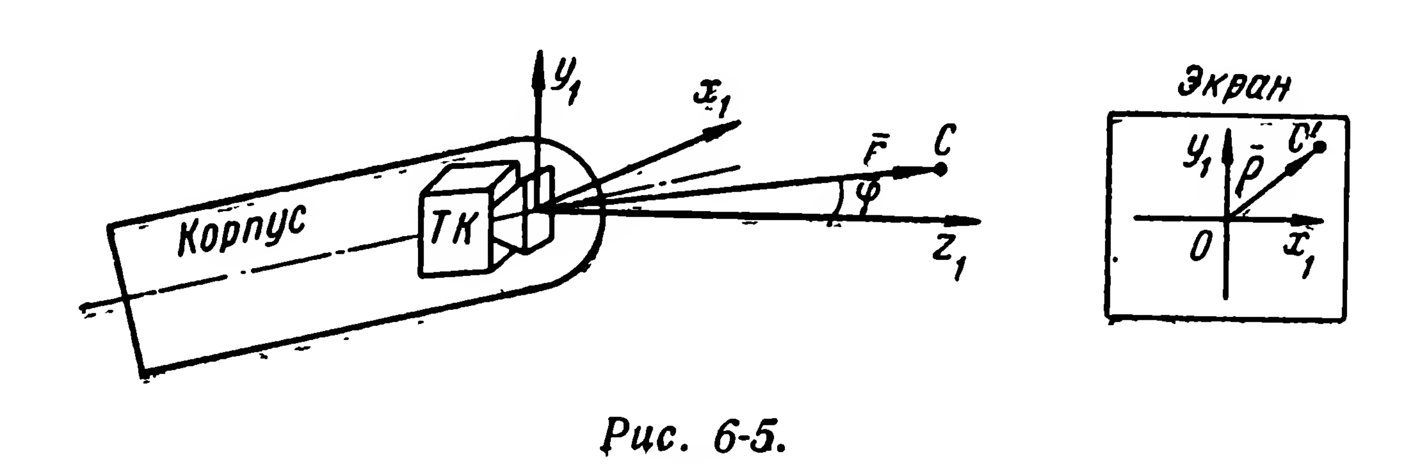


Рис. 6-5.

угла φ, а по методу нулевого угла φ. В этом случае оператор должен стремиться лишь к совмещению изображения (пятна) с центром экрана.

Приведенный выше анализ телеуправления второго вида позволяет сделать следующие основные заключения:

1. Автоматическое телеуправление второго вида, не давая существенных преимуществ перед самонаведением, имеет в то же время весьма серьезные недостатки (бóльшая сложность и меньшая помехоустойчивость).

2. Телеуправление второго вида, осуществляемое оператором, имеет перед самонаведением только то преимущество, которое связано с заменой автоматического управления человеком: бóльшую гибкость управления, т. е. лучшую приспособляемость управления к конкретным условиям стрельбы. Это преимущество наиболее ярко проявляется при применении для телеуправления второго вида телевизионной головки.

3. Телеуправление второго вида с помощью оператора имеет по сравнению с самонаведением ряд весьма серьезных недостатков:

а) бо́льшую сложность аппаратуры управления (в том числе и бортовой аппаратуры), особенно при использовании телевизионной головки;

б) меньшую помехоустойчивость, вызванную наличием двух дополнительных радиоканалов (канала связи и канала управления);

в) недостатки, присущие ручному управлению по сравнению с автоматическим;

г) недостатки, связанные с использованием видимых лучей при применении телевизионной головки (меньшая дальность действия и бо́льшая зависимость от метеорологических условий, чем при использовании радиоволн).

4. Так как в большинстве практических случаев недостатки, присущие телеуправлению второго вида, превышают свойственные ему преимущества, то этот вид управления получил значительно меньшее применение, чем самонаведение (см., например, [10], [11], [12] и др.).

Перейдем теперь к рассмотрению телеуправления первого вида.

6-3. ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЕ ПЕРВОГО ВИДА С ПОМОЩЬЮ ОПЕРАТОРА

Блок-схема телеуправления с помощью оператора в общем случае имеет вид, изображенный на рис. 6-6. На командном пункте находится измерительное устройство, контролирующее полет ракеты на цель. Отклонение ракеты от требуемой траектории, соответствующей выбранному методу наведения на цель, отображается на экране соответствующим отклонением светящегося пятна *C* от центра экрана *O*. Оператор наблюдает за экраном и управляет рукояткой управления (*РУ*), вырабатывая команды управления ракетой таким образом, чтобы совместить светящееся пятно с центром экрана. Совмещение пятна с центром экрана соответствует совпадению действительной траектории полета ракеты с требуемой траекторией и тем самым обеспечивает правильное наведение ракеты на цель.

Как указывалось выше, канал управления строится всегда по радиотехническому принципу. Контроль же цели и ракеты может быть как радиотехническим, так и визуальным или тепловым.

Выясним теперь, какие методы наведения на цель применимы при телеуправлении с помощью оператора.

Наиболее простым из описанных выше (гл. 3) является метод накрытия цели. В этом случае задача управления сводится к тому, чтобы удерживать ракету на линии визирования цели, т. е. на направлении *КП* — цель.

При визуальном контроле ракеты и цели эта задача решается весьма просто при помощи визирной трубки. Принцип действия этой трубки поясняется рис. 6-7. Визирная трубка *А* может направляться в любую точку пространства путем поворота вокруг двух ортогональных осей:

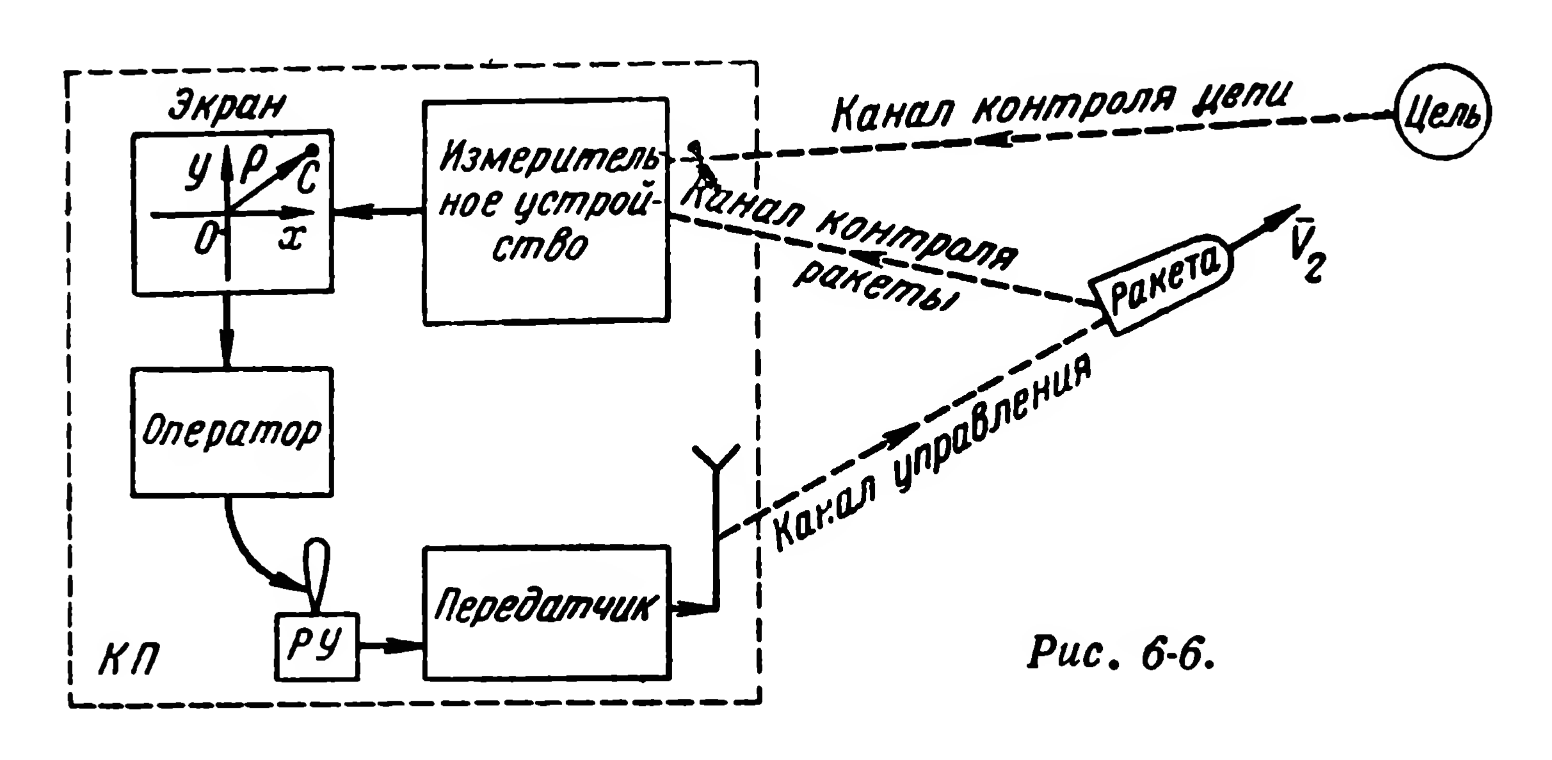


Рис. 6-6.

I и *II*. Один оператор управляет визирной трубкой таким образом, чтобы ее оптическая ось z_1 непрерывно направлялась на цель *С*. При этом изображение цели совпадает с центром О перекрестия осей визира x_1y_1. После того, как ракета, наводимая на цель, попадает в поле зрения визира, второй оператор управляет рукояткой *РУ* таким образом, чтобы совместить изображение ракеты с центром *О*, а значит, и с изображением цели.

Благодаря такому управлению ракета непрерывно удерживается на линии визирования цели. При радиотехническом контроле роль визира выполняет радиолокатор или радиопеленгатор, на экране которого отображается угол $\bar{\psi}$ между направлениями на цель и ракету (см. рис. 1-22). Такое устройство называют иногда радиовизиром, так как оно имеет то же назначение, что и оптический визир. По аналогичному принципу может быть построен и тепловой визир, использующий инфракрасную часть спектра, излучаемого целью и ракетой.

Оптический визир имеет следующие основные преимущества:

1) наибольшую простоту;

2) наибольшую точность;

3) наибольшую угловую разрешающую способность (у невооруженного глаза — $0{,}5 \div 1' = 0{,}15 \div 0{,}3$ тысячных дистанции).

Основной недостаток оптического визира — малая дальность и сильная зависимость этой дальности от метеорологических условий. Ограниченность действия визуального контроля является столь серьезным недостатком, что он не может служить основным методом контроля. Значительно бо́льшее распространение получил радиотехнический контроль, обеспечивающий во много раз бо́льшие дальности при сохранении почти такой же точности.

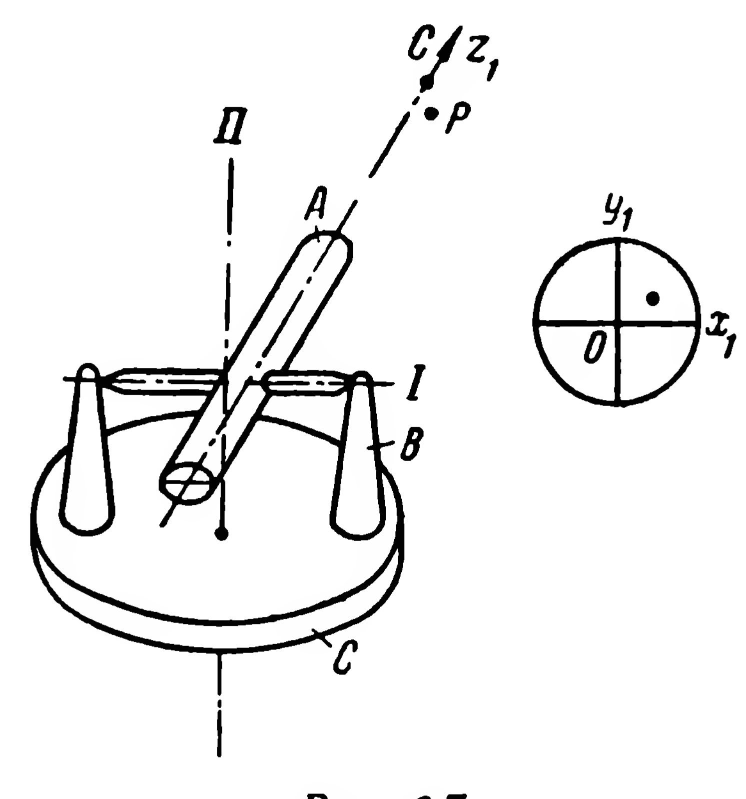


Рис. 6-7.

В гл. 4 указывалось, что к основным методам наведения ракеты на цель относятся, кроме метода накрытия цели, метод погонной кривой и метод ПУ. Однако при телеуправлении первого вида применение метода погонной кривой не имеет смысла.

Для наведения по погонной кривой требуется непрерывное определение направления ракета — цель, $\bar{r}$. При телеуправлении первого вида, когда измерительная аппаратура находится лишь на *КП*, определение направления $\bar{r}$ требует значительно более сложной аппаратуры, чем определение направлений на ракету и цель, требуемых для наведения по методу накрытия цели. В то же время, как было показано в гл. 3, наведение по погонной кривой дает бо́льшую кривизну траектории, чем наведение по методу накрытия цели. Следовательно, при телеуправлении первого вида наведение по погонной кривой сложнее и дает худшие результаты, чем наведение по методу накрытия цели. Поэтому при телеуправлении первого вида этот метод наведения не применяется.

Наведение по методу ПУ при телеуправлении также требует более сложной аппаратуры управления, чем наведение по методу накрытия цели, но дает более прямолинейную траекторию ракеты. Поэтому основной областью применения телеуправления, основанного на методе ПУ, являются случаи, когда наведение по методу накрытия цели требует весьма криволинейной траектории, а именно при большом отношении скоростей цели и ракеты $\frac{V_1}{V_2}$ или малых дальностях до цели (см. § 3-5). Однако телеуправление по методу ПУ, как будет выяснено ниже, требует сложных счетно-решающих устройств и его осуществление оказывается проще при автоматическом управлении, а не при управлении с помощью оператора. Поэтому телеуправление по методу ПУ описывается ниже применительно к автоматическому управлению.

6-4. АВТОМАТИЧЕСКОЕ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЕ ПЕРВОГО ВИДА

Автоматическое управление отличается от ручного отсутствием оператора, вырабатывающего команды управления.

Когда оператор является одним из звеньев замкнутой системы регулирования (см. рис. 6-3,*а*), цепь регулирования должна замыкаться через *КП*, где находится оператор. При автоматическом управлении, когда оператор заменен автоматом, цепь регулирования может замыкаться как через *КП*, так и вне *КП*. Поэтому системы автоматического телеуправления могут быть двух типов:

а) с замыканием цепи регулирования через *КП*;

б) с замыканием цепи регулирования вне *КП*.

Будем для краткости называть эти системы соответственно системами типа *а* и типа *б*.

Очевидно, система типа *а* может быть получена из системы телеуправления с помощью оператора простой заменой блоков экран — оператор — рукоятка управления (см. рис. 6-6) автоматическим управляющим устройством, превращающим напряжения, вырабатываемые измерительным устройством, в соответствующие команды, модулирующие передатчик. Все остальные блоки аппаратуры управления, расположенной на *КП* и ракете, могут остаться неизменными. Следовательно, в отношении аппаратуры

управления система автоматического управления типа *а* сравнительно мало отличается от системы телеуправления с оператором, и при желании легко осуществить универсальную систему управления, обеспечивающую быстрое переключение с управления оператором на автоматическое и обратно.

Система автоматического телеуправления типа *б* отличается от системы управления оператором в значительно большей степени. Основным элементом такой системы управления является управляющий луч (радиолуч, радиотропа).

Принцип действия управляющего луча показан на рис. 6-8. Радиопередатчик *П* создает равносигнальную зону, вдоль оси z_1 которой должна лететь ракета *Р*. Эта равносигнальная зона и является управляющим лучом.

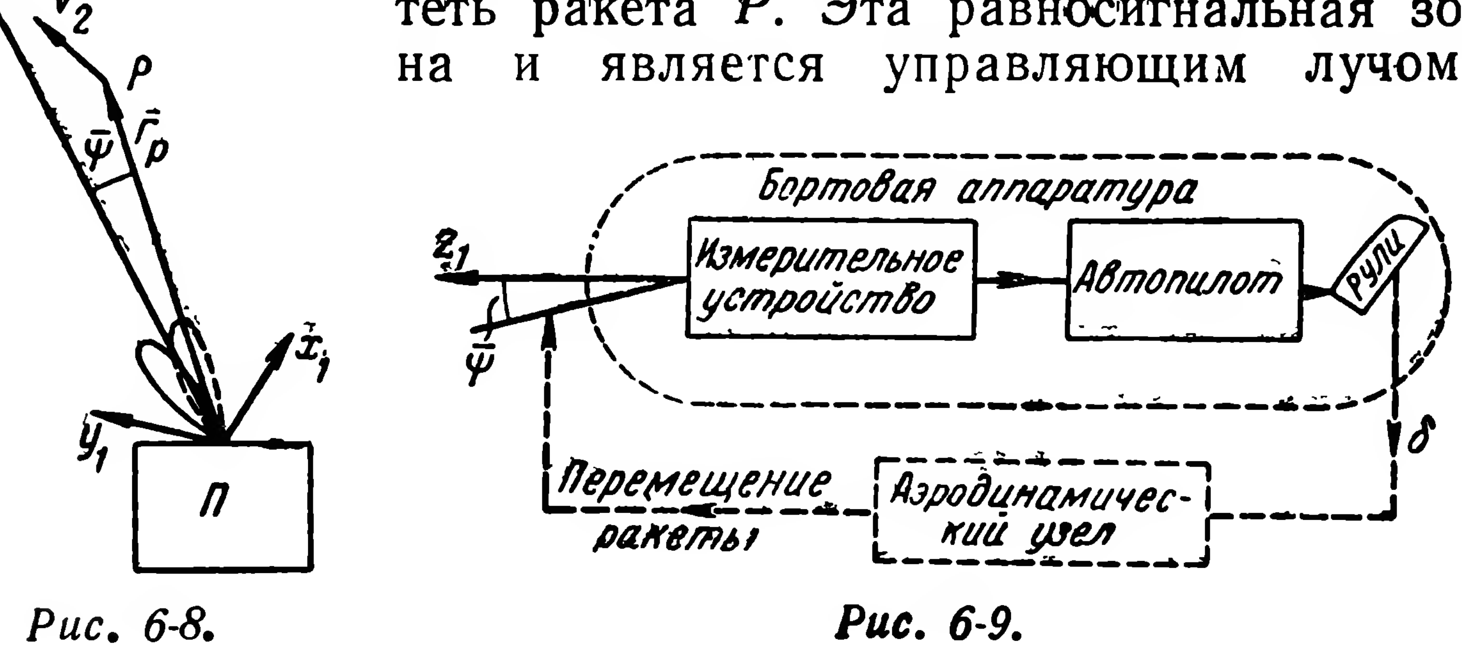


Рис. 6-8. *Рис. 6-9.*

На ракете находится радиоприемник, воспринимающий сигналы передатчика. Этот приемник является измерительным устройством, определяющим величину и направление отклонения ψ ракеты от оси равносигнальной зоны (оси луча) в системе координат $x_1y_1z_1$, связанной с этой зоной. С выхода приемника напряжение поступает в автопилот, управляющий рулями ракеты (рис. 6-9). При появлении отклонения $\bar{\psi}$ автопилот поворачивает рули, и создается поперечное ускорение, возвращающее ракету на ось z_1 равносигнальной зоны. Поэтому ракета все время летит вдоль оси равносигнальной зоны. Таким образом, ракета удерживается на оси равносигнальной зоны (луча) автоматически при помощи аппаратуры, установленной на борту ракеты. Цепь регулирования, изображенная на рис. 6-9, замыкается вне командного пункта — через радиолуч и бортовую аппаратуру управления.

Если *КП* и цель неподвижны (например, при управле-

нии ракетой дальнего действия), то ось луча направляется на цель и остается в дальнейшем неподвижной; ракета летит вдоль неподвижного луча. В общем случае, когда цель движется по произвольной траектории, луч, управляющий ракетой, должен также перемещаться для осуществления соответствующей корректировки траектории ракеты. При помощи управляющего луча можно осуществлять наведение ракеты как по методу накрытия цели, так и по различным методам с упреждением.

При наведении по методу накрытия цели ось управляющего луча должна непрерывно направляться на цель, т. е. совмещаться с линией визирования цели. Тогда ракета, удерживаемая на оси луча, будет тем самым удерживаться на линии визирования цели и, следовательно, двигаться по трехточечной кривой. Наиболее простой и точный способ совмещения оси управляющего луча с направлением на цель заключается в использовании в качестве такого луча равносигнальной зоны радиолокатора, работающего в режиме автослежения за целью по направлению.

Действительно, пусть радиолокатор цели *ЛЦ* работает в режиме идеально точного автослежения за целью (рис. 6-10); тогда в каждый момент времени ось z_1 его равносигнальной зоны направлена точно на цель. Эта равносигнальная зона может быть использована и для управления ракетой, т. е. луч радиолокатора может служить в качестве управляющего луча. Поэтому, если ввести каким-либо способом ракету внутрь луча радиолокатора, то она в дальнейшем будет автоматически удерживаться на оси этого луча, а следовательно, на линии визирования цели.

При наведении ракеты по какому-либо из методов с упреждением, ракета в каждый момент времени должна находиться не на линии визирования цели $\bar{r}_c$, а на некотором направлении упреждения $\bar{r}'_c$ (рис. 6-11), образующем в земной системе координат $x_0\ y_0\ z_0$ некоторый угол $\bar{\varphi}_{\beta}$. Величина этого угла зависит от требуемого угла упреждения β и должна вычисляться специальными счетно-решающими устройствами на основании данных о движении цели и ракеты. Поэтому блок-схема системы управления, обеспечивающей наведение ракеты в упрежденную точку при помощи управляющего луча, должна иметь вид, изображенный на рис. 6-12. На командном пункте расположены радиолокатор цели *ЛЦ*, радиолокатор ракеты *ЛР*

и счетно-решающее устройство *СУ*. Радиолокаторы *ЛЦ* и *ЛР* выдают счетно-решающему устройству данные о движении цели и ракеты соответственно. Луч радиолокатора *ЛР* используется одновременно в качестве луча, управляющего ракетой, т. е. ракета автоматически удерживается на оси равносигнальной зоны этого радиолокатора, z_2. На основании данных, полученных от радиолокаторов *ЛЦ* и *ЛР*, счетно-решающее устройство вырабатывает угол $\bar{\varphi}_з$ и обеспечивает установку под этим углом оси антенны радиолокатора *ЛР*.

Подбирая соответствующий закон работы счетно-решающего устройства, можно, вообще говоря, обеспечить наведение ракеты как по методу ПУ, так и по любому методу с упреждением. Общим для всех этих методов будет

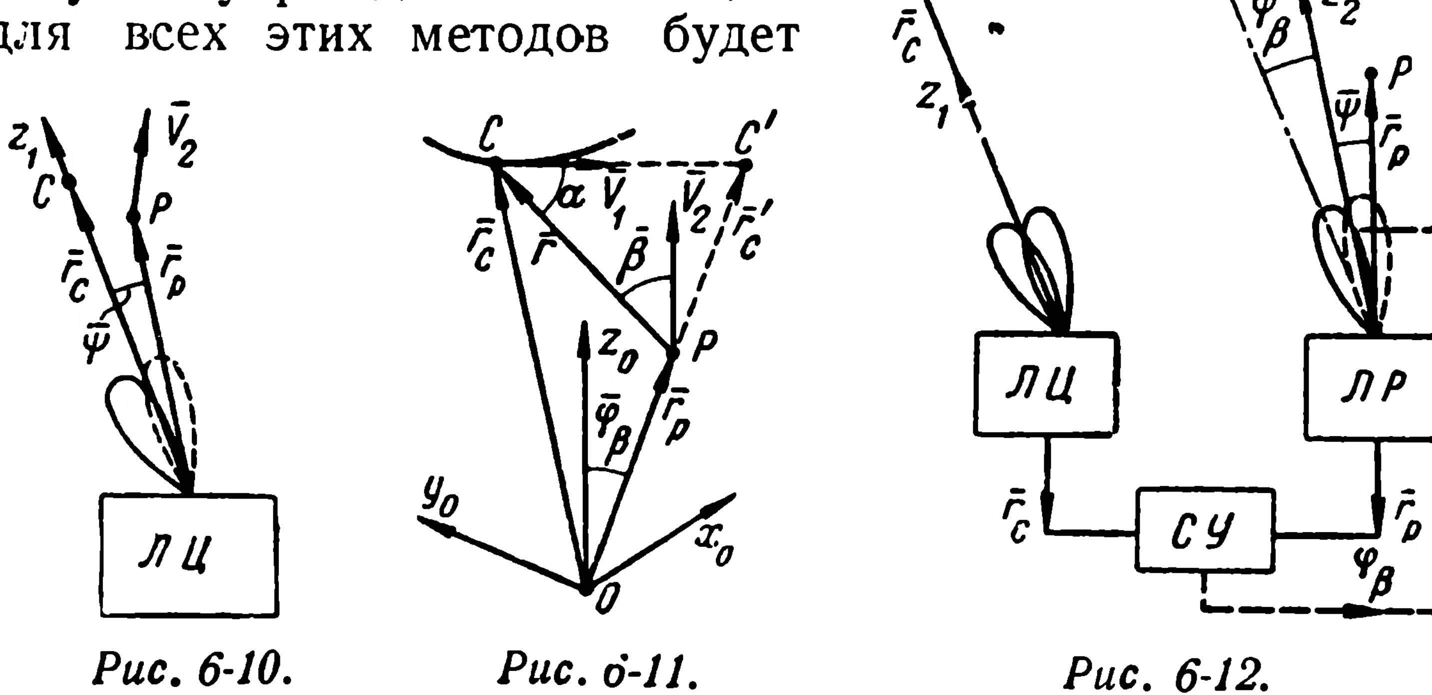


Рис. 6-10. Рис. 6-11. Рис. 6-12.

то, что при прямолинейном движении цели и постоянстве отношения $\frac{V_1}{V_2}$ траектория ракеты будет прямолинейной и управляющий луч z_2 будет неподвижен. Перемещения управляющего луча (при идеальной работе системы управления и отсутствия помех) будут возникать лишь при маневрах цели или вследствие непостоянства скорости ракеты. Эта особенность является основным преимуществом наведения в упрежденную точку по сравнению с наведением по методу накрытия цели.

Однако наведение в упрежденную точку имеет ряд весьма серьезных недостатков, которые очевидны даже при поверхностном сравнении блок-схем на рис. 6-10 и 6-12.

Основными недостатками являются:

а) значительно бо́льшая сложность аппаратуры управления;

б) меньшая точность управления.

Большая сложность вызвана тем, что для наведения в упрежденную точку нужны дополнительные устройства — радиолокатор *ЛР* и сложное счетно-решающее устройство.

Меньшая точность вызвана наличием дополнительных источников ошибок. К таким источникам ошибок относятся:

а) счетно-решающее устройство *СУ*;

б) радиолокатор *ЛР*;

в) наличие двух раздельных лучей (z_1 и z_2) вместо одного.

Эти недостатки столь серьезны, что при телеуправлении первого вида основными оказались неупрежденные методы, а метод накрытия цели (см., например, [9], [10], [11], [12] и др.).

Следует отметить также, что при телеуправлении первого вида, осуществляемом с подвижного *КП*, например с самолета-матки, можно путем обеспечения соответствующего закона движения *КП* (самолета-матки) обеспечить весьма малую кривизну траектории ракеты, даже при управлении ракетой по методу накрытия цели.

6-5. ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ОШИБОК ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ

При телеуправлении второго вида, как и при самонаведении, измерительное устройство находится на ракете (например, телевизионная головка). Поэтому телеуправлению второго вида свойственны те же четыре основные группы ошибок, что и самонаведению (см. стр. 151—157). Так же как и при самонаведении, приборные ошибки оказывают здесь не непосредственное, а косвенное влияние на величину ошибки наведения, вследствие чего ошибка наведения d оказывается не зависящей от дальности действия системы управления.

При телеуправлении первого вида измерительное устройство (угломер, радиолокатор) находится на *КП*, и ракета в процессе наведения на цель непрерывно удаляется от этого измерительного устройства. Вследствие этого приборные ошибки оказывают непосредственное влияние на ошибку наведения. Действительно, пусть телеуправление первого вида проводится по методу накрытия цели и

из-за наличия приборных ошибок угол Θ между направлениями $\bar{r}_c$ и $\bar{r}_p$ не равен нулю (рис. 6-13). Тогда ракета пролетит мимо цели на расстоянии

$$d = r_c \Theta. \qquad (6\text{-}1)$$

Так как приборная ошибка Θ является величиной случайной, то можно записать:

$$d_{эф} = r_c \Theta_{эф}, \qquad (6\text{-}2)$$

где $d_{эф}$ и $\Theta_{эф}$ — эффективные (среднеквадратичные) значения ошибок d и Θ.

Из соотношения (6-2) следует, что ошибка наведения $d_{эф}$, вызываемая непосредственным действием приборной ошибки $\Theta_{эф}$, возрастает с ростом расстояния до цели r_c, т. е. с ростом дальности действия системы управления, и при больших дальностях действия может быть весьма велика.

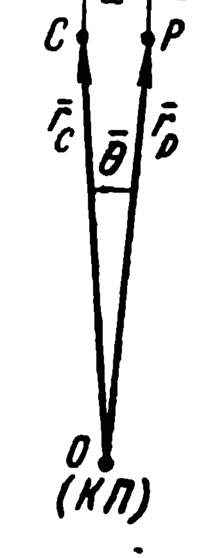


Рис. 6-13.

Так, например, при $\Theta_{эф} = 1$ т. д. $= 3{,}6'$ и $r_c = 100\ км$, $d_{эф} = 100\ м$. Такая ошибка в большинстве случаев может превышать допустимое значение во много раз, а снижение приборной ошибки $\Theta_{эф}$ до требуемой величины (например, до 0,1 т. д.) может оказаться весьма трудным. Из этого примера видно, что на больших дальностях основным источником ошибки наведения является непосредственное действие приборной ошибки. При сравнительно небольших дальностях, наоборот, могут оказаться наиболее существенными другие источники ошибок, а именно:

1) ошибки наведения, вызываемые инерционностью управления, при наличии маневров цели;

2) ошибки наведения, вызываемые ограниченной маневренностью ракеты, при большой кривизне требуемой траектории, обусловленной выбранным методом наведения.

Ошибки второго вида (из-за кривизны траектории) при телеуправлении первого вида имеют меньшее значение, чем при телеуправлении второго вида или самонаведении, так как самый неблагоприятный в отношении формы траектории метод наведения — метод погонной кривой — при телеуправлении первого вида не применяется. Таким обра-

зом, при телеуправлении первого вида основными источниками ошибок являются:

1) ошибки наведения, вызываемые инерционностью управления при наличии маневров цели;

2) ошибки наведения, вызываемые непосредственным действием приборных ошибок [соотношение (6-2)].

На малых дальностях преобладают ошибки первой группы, а на больших дальностях — ошибки второй группы.

6-6. СРАВНЕНИЕ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ С САМОНАВЕДЕНИЕМ

Поскольку сравнение телеуправления второго вида с самонаведением было уже сделано выше, то остается сравнить с самонаведением телеуправление первого вида. Основными преимуществами последнего по сравнению с самонаведением являются:

1) бóльшая дальность действия;

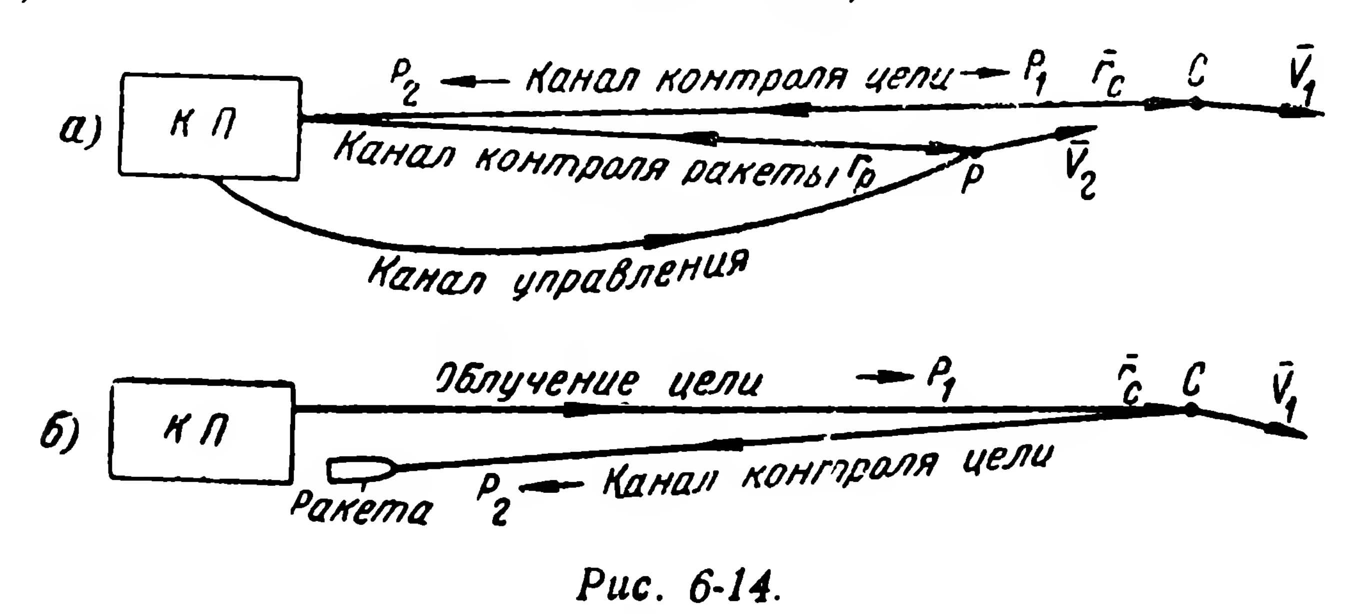


Рис. 6-14.

2) меньшая сложность бортовой аппаратуры управления.

Для пояснения первого преимущества обратимся к рис. 6-14, на котором показана система телеуправления первого вида (рис. 6-14,*а*). Эта система содержит три канала — канал контроля цели, канал контроля ракеты и канал управления. Очевидно, дальность действия системы в целом лимитируется дальностью действия канала контроля цели, так как контроль цели осуществляется путем приема весьма слабых сигналов, отраженных от цели, а остальные два канала работают прямыми сигналами. Кроме того, канал контроля цели более подвержен действию помех со стороны противника, так как прием происходит на той же волне, что и облучение цели.

На рис. 6-14,*б* показана система полуактивного самонаведения: цель облучается передатчиком, расположенным

на *КП*, а отраженные от цели сигналы пеленгуются бортовым приемником. (В сравнении телеуправления первого вида с активным самонаведением нет необходимости, так как в гл. 5 было показано, что дальность активного самонаведения меньше дальности полуактивного самонаведения.) Так как здесь имеется лишь один канал — канал контроля цели, то дальность действия такой системы определяется дальностью контроля цели. Наименьшая сила сигнала, принимаемого бортовым пеленгатором, будет иметь место при вылете ракеты с *КП*. При этом отраженная от цели энергия P_2 проходит до ракеты такой же путь r_c, как и падающая на цель энергия P_1.

Таким образом, для сравнения достижимой дальности действия систем телеуправления первого вида и самонаведения, изображенных на рис. 6-14, достаточно сравнить дальность действия каналов контроля цели этих систем; при этом в случае самонаведения ракету следует считать находящейся вблизи *КП*.

Так как передатчики, облучающие цель, в обеих системах расположены на *КП*, то в принципе они могут быть одинаковыми. Путь падающей и отраженной от цели энергии в обеих системах также оказывается одинаковым. Следовательно, разница в дальности действия будет получаться лишь за счет того, что в системе телеуправления первого вида приемник расположен на *КП*, а в системе самонаведения он находится на ракете. Так как для приемника, расположенного на *КП*, приемная антенна может быть сделана со значительно бо́льшим усилением (за счет бо́льших допустимых габаритов рефлектора), а сам приемник — более совершенным, чем приемник на ракете, то очевидно, что и дальность действия системы телеуправления первого вида может быть большей, чем дальность действия системы самонаведения.

Второе преимущество телеуправления первого вида (меньшая сложность бортовой аппаратуры) очевидно, так как в этом случае измерительное устройство (угломер, радиолокатор) располагается на *КП*, а в случае самонаведения — на ракете.

Основными недостатками телеуправления первого вида по сравнению с самонаведением являются:

1) меньшая точность при больших дальностях;

2) необходимость непрерывного участия *КП* в процессе управления.

Первый недостаток очевиден, так как при телеуправле-

нии первого вида ошибка наведения возрастает с ростом дальности [см. формулу (6-2)], а при самонаведении ошибка наведения практически не зависит от дальности. Поэтому при достаточно большой дальности ошибка телеуправления делается больше ошибки самонаведения.

Второй недостаток связан с тем, что при телеуправлении первого вида *КП* должен осуществлять непрерывный точный контроль ракеты и цели в течение всего времени полета ракеты от *КП* до цели. Это требование является особенно неприятным в случае расположения *КП* на самолете-матке (т. е. при управлении бомбами, торпедами и авиационными ракетами), так как сильно затрудняет маневренность самолета-матки и подвергает этот самолет большей опасности обстрела со стороны противника.

При активном самонаведении *КП* совершенно не участвует в процессе управления полетом ракеты. Поэтому самолет-матка, выпустивший ракету, может совершать любые маневры. При полуактивном самонаведении единственной функцией *КП* в процессе полета ракеты является облучение цели, и перемещения *КП* сказываются на точности управления ракетой значительно меньше, чем при телеуправлении первого вида.

Приведенное выше сравнение телеуправления первого вида и самонаведения показывает, что основным преимуществом телеуправления первого вида является бо́льшая дальность действия; но как раз при бо́льших дальностях точность наведения может оказаться недостаточной. Самонаведение, наоборот, обладает тем наиболее ценным свойством, что его точность не зависит от дальности, но достижимая дальность действия при самонаведении оказывается меньшей, чем при телеуправлении первого вида. Разрешение этих противоречий, т. е. обеспечение сочетания большой дальности с большой точностью, может быть получено при комбинированном управлении.

ГЛАВА СЕДЬМАЯ

КОМБИНИРОВАННОЕ УПРАВЛЕНИЕ

7-1. ОБЩИЕ ЗАМЕЧАНИЯ

Комбинированное управление, т. е. сочетание нескольких способов управления, применяется для более полного использования преимуществ разных способов управления. Наиболее распространенными являются следующие комбинации основных способов управления:

1. Сочетание телеуправления первого вида с самонаведением.

2. Сочетание телеуправления первого вида с телеуправлением второго вида.

В обеих комбинациях на первом этапе полета ракеты применяется телеуправление первого вида, а переход на самонаведение или телеуправление второго вида производится на втором этапе полета, когда ракета (бомба) достаточно приблизится к цели. В обеих указанных выше комбинациях получается сочетание большой дальности действия, присущей телеуправлению первого вида, с большой точностью, присущей самонаведению и телеуправлению второго вида. Это сочетание большой дальности действия с большой точностью наведения и является основным преимуществом комбинированного управления по сравнению с простым (некомбинированным) управлением. Однако при комбинированном управлении аппаратура управления, особенно бортовая, получается значительно сложнее, дороже и больше по габаритам и весу. Поэтому применение комбинированного управления целесообразно лишь в тех случаях, когда простые способы управления не обеспечивают удовлетворительного решения задачи.

Из двух приведенных выше комбинаций более распространенной является первая, т. е. комбинация телеуправления первого вида с самонаведением. Это объясняется тем, что самонаведение получило бо́льшее распространение, чем телеуправление второго вида (см. приведенное выше сравнение этих способов управления, а также литературу [9], [10], [11], [12] и др.).

Однако если по тем или иным причинам применяется телеуправление второго вида, то комбинация этого способа управления с телеуправлением первого вида может оказаться весьма целесообразной, особенно если учесть, что канал управления, необходимый для телеуправления второго вида, может быть использован и для телеуправления первого вида. В дальнейшем для большей краткости и конкретности изложение ведется применительно к комбинации телеуправления (первого вида) с самонаведением, но значительная часть выводов может быть применена и к комбинации телеуправления первого вида с телеуправлением второго вида.

При сопряжении (комбинировании) двух способов управления приходится решать следующие основные задачи:

а) сопряжение траекторий, соответствующих обоим способам управления;

б) наведение бортового пеленгатора (радиолокатора) на цель, т. е. обеспечение «захвата» цели бортовым пеленгатором (радиолокатором) по направлению (и дальности);

в) обеспечение переключения автопилота ракеты с телеуправления на самонаведение;

г) комбинированное использование блоков аппаратуры управления с целью создания возможно большего количества блоков, используемых на обоих этапах управления (т. е. как при телеуправлении, так и при самонаведении).

Аппаратура системы комбинированного управления должна состоять из следующих основных блоков, используемых:

1) только при телеуправлении;

2) только при самонаведении;

3) для обоих видов управления;

4) для наведения бортового пеленгатора (радиолокатора) на цель и переключения с телеуправления на самонаведение.

7-2. СОПРЯЖЕНИЕ ТРАЕКТОРИЙ

Выше указывалось, что при самонаведении применяется наведение ракеты по погонной кривой или по методу ПУ, а при телеуправлении (первого вида) — наведение по методу накрытия цели или какому-либо упрежденному методу. Каждому методу наведения свойственны особая форма траектории ракеты и особое значение угла упреждения (см. гл. 3):

1) при наведении по погонной кривой $\beta = 0$;

2) при наведении по методу накрытия цели с неподвижного *КП*

$$\sin\beta = \frac{r_0}{r_c}\frac{V_1}{V_2}\sin\alpha;$$

3) при наведении по методу ПУ

$$\sin\beta = \frac{V_1}{V_2}\sin\alpha. \qquad (7\text{-}1)$$

Поэтому если переход с телеуправления на самонаведение сопровождается переходом от одного метода наведения к другому (например, от метода накрытия цели к методу ПУ), то в момент перехода произойдет скачкообразное изменение требуемого угла упреждения β; сле-

довательно, появится излом требуемой (идеальной) траектории ракеты.

Если при телеуправлении и самонаведении применяется одинаковый метод наведения (например, метод ПУ), то идеальная (требуемая) траектория не будет иметь излома. Однако практически и в этом случае в момент перехода на самонаведение может иметь место значительная ошибка упреждения $\Delta\beta$ из-за неточности телеуправления, т. е. из-за отклонения реальной траектории ракеты от идеальной. Для иллюстрации этих положений рассмотрим более подробно два типичных случая комбинированного управления.

Первый случай. Наведение ракеты при телеуправлении и самонаведении осуществляется одинаковым методом — методом ПУ.

Второй случай. Телеуправление производится по методу накрытия цели (из неподвижного *КП*), а самонаведение — по методу ПУ.

Первый случай. Наведение ракеты при телеуправлении и самонаведении осуществляется по методу ПУ

Требуемый угол упреждения в процессе всего управления определяется неизменной формулой

$$\sin\beta = \frac{V_1}{V_2}\sin\alpha.$$

Поэтому при идеально точном телеуправлении в момент перехода на самонаведение угол упреждения будет равен требуемому углу и ошибка упреждения равна нулю:

$$\Delta\beta = 0.$$

Однако при реальном телеуправлении вследствие неточности управления имеет место некоторая ошибка упреждения $\Delta\beta$. Так как точность телеуправления уменьшается с ростом дальности действия системы телеуправления, то при большой дальности $r_{p\,макс}$ ошибка $\Delta\beta$, имеющая место в момент перехода на самонаведение, может достигать значительной величины.

В § 5-6 показано, что минимальная требуемая дальность самонаведения r_0 пропорциональна ошибке упреждения $\Delta\beta$, имеющей место в момент перехода на самонаведение:

$$r_0 \geqslant 2{,}5 \div 3\rho_0\Delta\beta.$$

Отсюда следует, что чем меньше точность телеуправления, тем бо́льшая дальность действия системы самонаведения требуется. Так, например, при $\rho_0 = 5$ *км* и $\Delta\beta = 10^\circ$ требуется, чтобы было $r_0 \geqslant 2{,}7$ *км*. При $\rho_0 = 5$ *км* и $\Delta\beta = 20^\circ$ должно быть $r_0 \geqslant 5{,}4$ *км*.

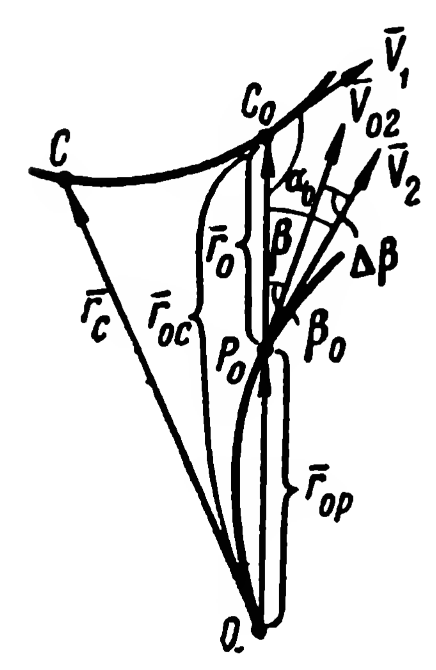


Рис. 7-1.

Второй случай. Телеуправление производится из неподвижного КП по методу накрытия цели, а самонаведение — по методу ПУ

Очевидно, этот случай является типичным для наведения зенитных ракет.

Предположим, сначала, что телеуправление — идеально точное. Тогда ракета будет при телеуправлении двигаться по идеальной трехточечной кривой с углом упреждения

$$\sin\beta = \frac{r_p}{r_c}\varepsilon\sin\alpha. \qquad (7\text{-}2)$$

В момент перехода на самонаведение

$$\sin\beta = \frac{r_{0\,p}}{r_{0\,c}}\varepsilon\sin\alpha_0, \qquad (7\text{-}3)$$

где $r_{0\,p}$, $r_{0\,c}$ и α_0 — значения величин r_p, r_c и α в моменг перехода на самонаведение (рис. 7-1).

Требуемый угол упреждения в момент перехода на самонаведение определяется соотношением

$$\sin\beta_0 = \varepsilon\sin\alpha_0. \qquad (7\text{-}4)$$

Следовательно, в момент перехода на самонаведение имеет место ошибка упреждения

$$\Delta\beta = \beta_0 - \beta. \qquad (7\text{-}5)$$

Из выражений (7-3) и (7-4) имеем:

$$\Delta\beta' = \sin\beta_0 - \sin\beta = \varepsilon\left(1 - \frac{r_{0\,p}}{r_{0\,c}}\right)\sin\alpha_0 = \varepsilon\frac{r_0}{r_{0\,c}}\sin\alpha_0,$$

т. е.

$$\Delta\beta' = \sin\beta - \sin\beta_0 = \varepsilon\frac{r_0}{r_{0\,c}}\sin\alpha_0. \qquad (7\text{-}6)$$

Так как обычно $\varepsilon \leqslant \frac{1}{2}$, то $\sin\beta_0 \leqslant 0{,}5$ и $\sin\beta \leqslant 0{,}5$. Поэтому в первом приближении можно полагать:

$$\Delta\beta \approx \Delta\beta' = \varepsilon \frac{r_0}{r_{0\,c}} \sin\alpha_0. \qquad (7\text{-}7)$$

Очевидно, при указанном допущении $\left(\varepsilon \leqslant \frac{1}{2}\right)$ будет:

$$\Delta\beta < 30^\circ.$$

Чем меньше отношение $\frac{r_0}{r_{0\,c}}$, тем меньше ошибка упреждения $\Delta\beta$.

Но минимально допустимая дальность самонаведения r_0 определяется из условия

$$r_0 \geqslant 2{,}5 \div 3\rho_0\Delta\beta.$$

Поэтому, беря небольшой запас, получим следующее условие:

$$r_0 \geqslant 3\rho_0\Delta\beta.$$

Подставляя сюда величину $\Delta\beta$ из формулы (7-7), получим условие:

$$r_{0\,c} \geqslant 3\varepsilon\rho_0 \sin\alpha_0. \qquad (7\text{-}8)$$

Условие (7-8) является необходимым условием осуществимости перехода с трехточечной траектории на траекторию ПУ При невыполнении этого условия ракета не будет успевать переходить на идеальную траекторию ПУ и, следовательно, будет пролетать мимо цели.

Так как $\xi \leqslant \frac{1}{2}$ и $\sin\alpha_0 \leqslant 1$, то соотношение (7-8) принимает вид:

$$r_{0c} \geqslant 1{,}5\rho_0. \qquad (7\text{-}8')$$

При $V_г = 600$ *м/сек* и $W_{рм} = 8g$ получается $\rho_0 = 4{,}5$ *км*, и условие осуществимости перехода на идеальную траекторию ПУ принимает вид:

$$r_{0\,c} \geqslant 7 \text{ км},$$

т. е. расстояние от *КП* до цели в момент перехода на самонаведение должно быть не менее 7 *км*.

Расстояние r_0 не входит в формулы (7-8) и (7-8'). Это означает, что при выполнении условия (7-8) переход на идеальную траекторию ПУ возможен при сколь угодно малой дальности самонаведения r_0. Такой результат получился лишь потому, что мы приняли телеуправление идеально точным.

Выясним теперь, каковы будут условия осуществимости перехода на идеальную траекторию ПУ при реальном телеуправлении.

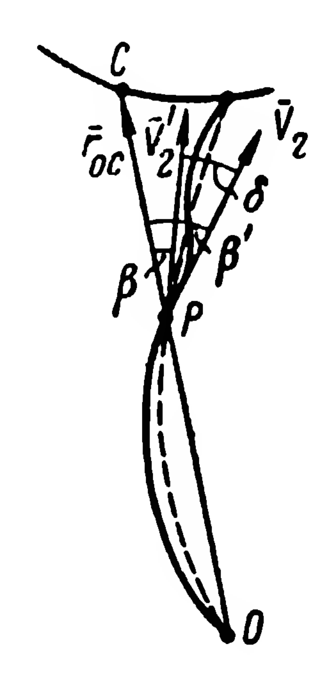


Рис. 7-2.

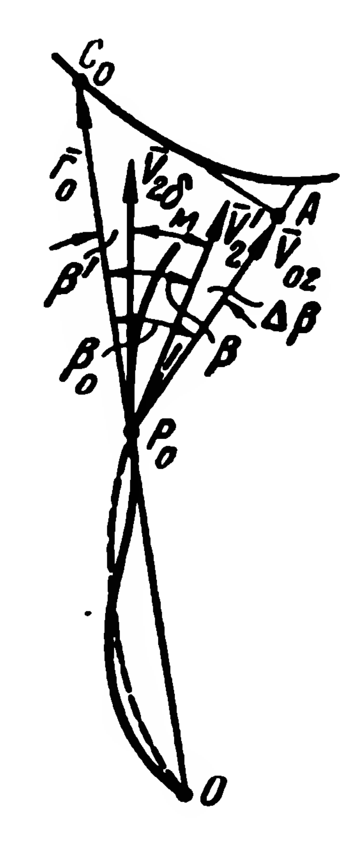


Рис. 7-3.

В этом случае траектория ракеты отличается от идеальной трехточечной кривой. На рис. 7-2 изображены идеальная трехточечная кривая (пунктиром) и реальная траектория ракеты (сплошной линией). Для идеальной кривой угол упреждения β определяется формулой (7-3).

Для реальной кривой угол упреждения равен:

$$\beta' = \beta + \delta, \tag{7-9}$$

где δ — угол между вектором скорости ракеты и касательной к идеальной трехточечной кривой (рис. 7-2). Будем для краткости называть угол δ ошибкой телеуправления; β — угол упреждения идеальной трехточечной кривой, определяемый формулой (7-3).

Поэтому ошибка упреждения равна:

$$\Delta\beta = \beta_0 - \beta' = \beta_0 - \beta - \delta.$$

Из сравнения выражений (7-3) и (7-4) следует, что всегда $\beta < \beta_0$. Поэтому наиболее опасным будет такой

случай, при котором угол δ будет противоположен по знаку углу β_0. При этом

$$\Delta\beta=\beta_0+|\delta|-\beta. \qquad (7\text{-}10)$$

В момент перехода на самонаведение угол δ может иметь самые разнообразные значения. Наиболее опасным будет такой случай, когда в момент перехода на самонаведение угол δ будет максимальным по величине и противоположным по знаку углу β_0 (рис. 7-3).

При этом

$$\Delta\beta=\beta_0+\delta_м-\beta. \qquad (7\text{-}11)$$

Величина $\delta_м$ зависит от точности телеуправления. Грубая оценка наибольшего значения ошибки $\delta_м$ может быть сделана следующим образом.

Ошибка δ будет максимальной, если перед переходом на самонаведение ракета заворачивала с минимально возможным радиусом кривизны ρ_0 в сторону, противоположную требуемой. Поэтому худший случай может быть оценен на основании рис. 7-4.

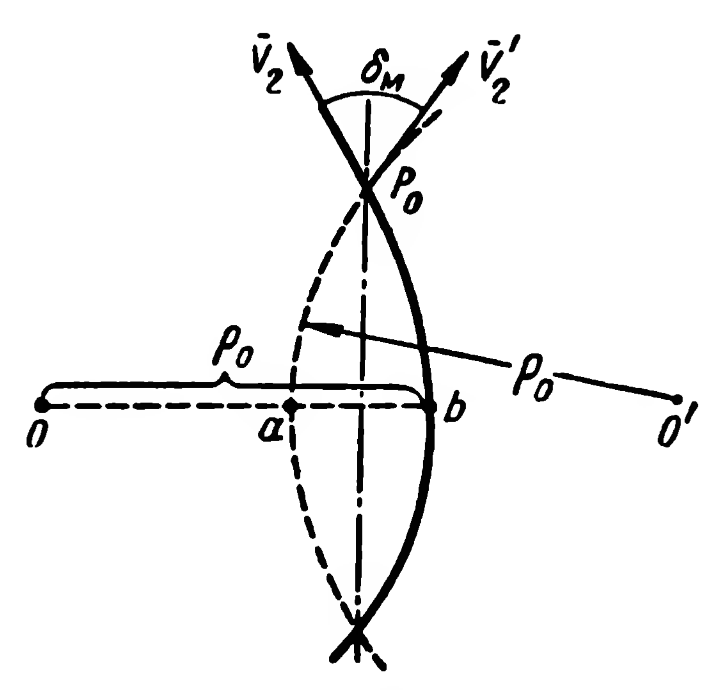


Рис. 7-4.

На этом рисунке идеальная трехточечная кривая заменена пунктирной дугой окружности радиуса ρ_0, а реальная кривая — сплошной дугой окружности того же радиуса. Переход на самонаведение происходит в самый неблагоприятный момент — когда ракета находится в точке P_0. В этот момент угол δ равен $\delta_м$.

Максимальное расстояние между траекториями $d_м=\overline{ab}$ является, очевидно, максимальной линейной ошибкой телеуправления.

Анализ рис. 7-4 дает следующий результат:

$$\operatorname{tg}\frac{\delta_м}{2}=\sqrt{\frac{1}{\left(1-\frac{d_м}{2\rho_0}\right)^2}-1}.$$

Так как $\frac{d_м}{2\rho_0} \leqslant 1$ и $\frac{\delta_м}{2} < 0{,}5$, то с достаточной точностью

$$\delta_м \approx 2 \sqrt{\frac{d_м}{\rho_0}} \qquad (7\text{-}12)$$

Если

$$d_м \leqslant 200\ м \quad и \quad \rho_0 \geqslant 5\ км,$$

то

$$\delta_м \leqslant 25^\circ. \qquad (7\text{-}12')$$

Следует отметить, что формулы (7-12) и (7-12′) дают преувеличенное значение ошибки $\delta_м$, так как они основаны на предположении совпадения ряда неблагоприятных факторов. В большинстве реальных случаев следует ожидать, что

$$\delta_м \leqslant 10 \quad 15^\circ. \qquad (7\text{-}12'')$$

Из формулы (7-11) имеем:

$$\Delta\beta = (\beta_0 - \beta) + \delta_м.$$

Выше было доказано, что в первом приближении ошибка $(\beta_0 - \beta)$ выражается формулой (7-7):

$$\beta_0 - \beta \approx \varepsilon \frac{r_0}{r_{0\,c}} \sin \alpha_0,$$

поэтому

$$\Delta\beta \approx \varepsilon \frac{r_0}{r_{0\,c}} \sin \alpha_0 + \delta_м. \qquad (7\text{-}13)$$

Полагая по-прежнему, что минимально допустимая дальность самонаведения определяется соотношением

$$r_0 \geqslant 3\rho_0 \Delta\beta,$$

получаем из (7-13) следующее условие осуществимости перехода на идеальную траекторию ПУ:

$$r_0 \geqslant \frac{3\rho_0\delta_м}{1 - 3\varepsilon \frac{\rho_0}{r_{0\,c}} \sin \alpha_0} \qquad (7\text{-}14)$$

Из рис. 7-1 очевидно, что всегда должно быть

$$r_{0c} > r_0. \qquad (7\text{-}15)$$

Поэтому из формул (7-14) и (7-15) получаем дополнительное условие:

$$r_{0c} > 3\varepsilon\rho_0 \sin\alpha_0 + 3\delta_м\rho_0. \qquad (7\text{-}16)$$

При $\delta_м = 0$ это условие совпадает с условием (7-8). Таким образом, если при идеальном телеуправлении накладывается требование лишь на минимальную дальность до цели r_{0c} [условие (7-8)], то при реальном телеуправлении требуется не только достаточно большая дальность до цели [условие (7-16)], но и достаточно большая дальность самонаведения r_0 [условие (7-14)]. В худшем случае, когда $\sin\alpha_0 = 1$, условия (7-14) и (7-15) принимают следующий вид:

$$r_0 \geqslant \frac{3\delta_м\rho_0}{1 - 3\varepsilon\dfrac{\rho_0}{r_{0c}}}; \qquad (7\text{-}14')$$

$$r_{0c} > 3(\varepsilon + \delta_м)\rho_0. \qquad (7\text{-}16')$$

Рассмотрим два примера.

Пример 1. $\rho_0 = 5$ *км*; $\varepsilon = 0{,}5$; $\delta_м = 10° = 0{,}18$.

Из формулы (7-16′) получаем условие:

$$r_{0c} > 10{,}2 \ км.$$

Берем $r_{0c} = 12$ *км*.

Тогда из формулы (7-14′) получается условие:

$$r_0 \geqslant 7{,}2 \ км.$$

При $r_{0c} = 15$ *км* получится более легкое требование:

$$r_0 \geqslant 5{,}4 \ км.$$

Наконец, при $r_{0c} = 30$ *км* получим:

$$r_0 \geqslant 3{,}6 \ км.$$

Пример 2. $\rho_0 = 5$ *км*; $\varepsilon = 0{,}5$; $\delta_м = 20° = 0{,}35$.

Получаем условие $r_{0c} > 13$ *км*.

При $r_{0c} = 15$ *км* требуется $r_0 \geqslant 10{,}5$ *км*, а при $r_{0c} = 30$ *км* требуется

$$r_0 \geqslant 7{,}2 \ км.$$

Из этих примеров видно, что сочетание телеуправления по методу накрытия цели с самонаведением по методу ПУ дает тем лучшие результаты, чем больше дальность до цели $r_{0\,c}$. Удовлетворительные результаты получаются уже при $r_{0\,c} \geqslant 10 \div 15$ *км*.

Так как при меньших дальностях до цели применение более сложного и дорогого комбинированного управления вообще мало целесообразно, то требование дальности до цели 10—15 *км* не является чрезмерным.

7-3. НАВЕДЕНИЕ БОРТОВОГО ПЕЛЕНГАТОРА НА ЦЕЛЬ

Бортовой пеленгатор (радиолокатор) системы самонаведения должен иметь антенну со сравнительно узким углом зрения $2\Theta_m$ (рис. 7-5). Сужение угла зрения дает следующие преимущества:

1) увеличение дальности действия (за счет применения более узкой диаграммы направленности антенны);

2) увеличение угловой чувствительности;

3) повышение угловой разрешающей способности;

4) повышение помехоустойчивости системы самонаведения.

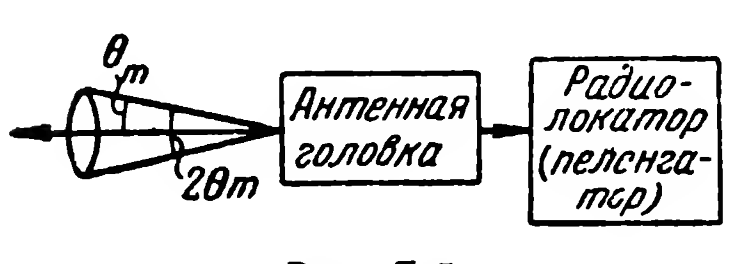


Рис. 7-5.

Предел сужению угла зрения обычно ставят следующие основные факторы:

1. Сужение угла зрения требует увеличения габаритов антенной головки и укорочения рабочей длины волны пеленгатора. Применение волн короче 2—3 *см* резко повышает зависимость дальности действия от метеорологических условий. Поперечный габарит антенной головки обычно не превышал 0,3—0,5 *мм*. При таких ограничениях габаритов и длины волны получается:

$$2\Theta_m \geqslant 60 \div 20^\circ. \tag{7-17}$$

2. При слишком малом угле зрения в процессе самонаведения возможен выход цели за пределы этого угла зрения при маневре цели, особенно при малом расстоянии до цели r.

3. При малом угле зрения цель, имеющая конечные размеры, не может уже считаться точечной и на малых расстояниях r она может даже выйти за пределы угла зрения, что ухудшает работу пеленгатора.

4. При малом угле зрения затрудняется наведение бортового пеленгатора на цель, т. е. захват цели углом зрения пеленгатора.

По всем этим соображениям существует некоторое оптимальное значение угла зрения, которое для приведенных выше данных находится в следующих пределах:

$$2\theta_m \approx 10 \div 30°. \qquad (7\text{-}18)$$

Следовательно, для обеспечения перехода с телеуправления на самонаведение необходимо, чтобы в момент перехода ракеты на самонаведение цель оказалась в пределах сравнительно узкого угла зрения бортового пеленгатора. Ниже приведена краткая характеристика некоторых наиболее очевидных способов решения этой задачи.

Способ 1. Применение автоследящей за целью антенны, наводимой на цель еще до выпуска ракеты с КП

Этот способ может быть применен, если самонаведение начинается сразу или почти сразу после старта ракеты, но его нельзя применять при комбинированном управлении. Действительно, основной смысл комбинированного управления заключается в том, чтобы прием бортовым пеленгатором отраженных от цели сигналов начинался не с момента старта ракеты, а лишь при достаточном приближении ракеты к цели, так как при этом повышаются дальность действия и помехоустойчивость управления.

Способ 2. Наведение антенной головки на цель перед стартом и жесткое закрепление ее в таком положении на корпусе ракеты

Перед стартом ракеты, когда ракета находится еще на *КП*, можно определить при помощи радиолокатора на *КП* (вне ракеты) направление на цель, установить в соответствии с этими данными антенную головку пеленгатора, находящегося на борту ракеты, и закрепить ее в таком направлении неподвижно относительно корпуса ракеты.

Применение этого способа, очевидно, возможно лишь в тех случаях, когда имеется уверенность, что в процессе старта и последующего телеуправления вектор $\bar{r}$ (направление ракета—цель) не может повернуться относительно корпуса ракеты на угол, больший, чем θ_m. Однако в большинстве случаев это условие может быть нарушено.

Рассмотрим для иллюстрации этого положения случай, когда телеуправление производится по методу накрытия цели. Пусть в произвольный момент времени ракета находится в некоторой точке P (рис. 7-6) и вектор скорости

составляет с направлением на цель угол упреждения β, причем

$$\sin\beta = \frac{r_p}{r_c}\varepsilon\sin\alpha.$$

Продольная ось ракеты z_2 составляет с вектором скорости V_2 угол $\bar{\delta}$, равный примерно углу атаки $\bar{\alpha}_a$.

Следовательно, угол между направлением на цель и продольной осью ракеты равен:

$$\psi = \beta + \delta \approx \frac{r_p}{r_c}\varepsilon\sin\alpha + \delta.$$

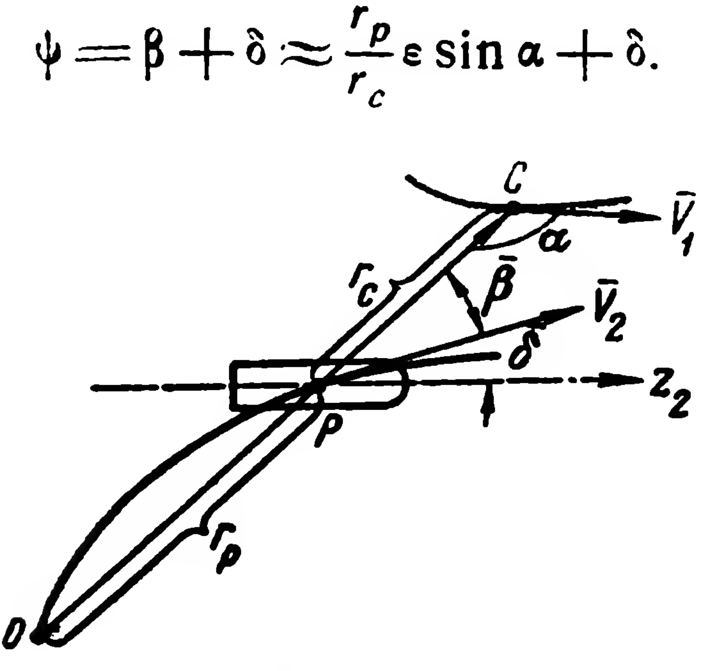


Рис. 7-6.

Рис. 7-7.

В начале телеуправления, когда $r_p \ll r_c$, получается

$$\psi = \psi_1 \approx \delta_1,$$

а в момент перехода на самонаведение, когда $\frac{r_p}{r_c} \approx 1$, будет:

$$\psi = \psi_2 \approx \varepsilon\sin\alpha = \delta_2.$$

Следовательно, в процессе телеуправления возможно изменение угла ψ между корпусом и целью на величину

$$\Delta\psi = \psi_2 - \psi_1 \approx \varepsilon\sin\alpha + (\delta_2 - \delta_1).$$

В худшем случае

$$\Delta\psi_{макс} \approx \varepsilon + 2\alpha_{a\ макс}, \qquad (7\text{-}19)$$

где $\alpha_{a\ макс}$ — максимальный угол атаки.

При

$$\varepsilon = 0{,}5 \text{ и } \alpha_{a\ макс} = 10^\circ \text{ будет } \Delta\psi_{макс} = 50^\circ. \qquad (7\text{-}20)$$

Так как половина угла зрения равна $\theta_m \leqslant 5 \div 15^\circ$, то очевидно, что резкие изменения угла ψ, описываемые формулами (7-19) и (7-20), могут привести к потере цели.

Способ 3. Наведение антенной головки на цель перед стартом и стабилизация ее в таком положении при помощи гироскопов

Этот способ можно применять при использовании для самонаведения стабилизированной антенны. Однако применение такого способа возможно лишь в тех случаях, когда имеется уверенность, что в процессе старта (на участке неуправляемого полета или полета по программе) и последующего телеуправления линия цели $\bar{r}$ не может повернуться относительно стабилизированной бортовыми гироскопами системы координат на угол, больший, чем θ_m.

Рассмотрим два типичных примера.

Пример 1. *Телеуправление зенитной ракетой производится по методу накрытия цели* (рис. 7-7)

Пусть в момент, предшествовавший старту, ракета находилась в точке O (на *КП*), а цель — в точке C_0'. Ось z_A антенной головки совмещена с направлением на цель $\bar{r}_0'$ и стабилизирована в таком направлении.

К моменту перехода на самонаведение ракета находится в точке P_0, а цель — в точке C_0. Если считать стабилизацию антенны идеально точной, то направление на цель $\bar{r}$ повернется относительно оси антенны z_A (оси угла зрения) на угол $\varphi = \psi$, где ψ — угол поворота радиуса вектора цели относительно *КП* — $\bar{r}_c$. Угол ψ будет максимальным, если цель летит по прямой под углом 90° к $\bar{r}_{0c}$.

При этом $\sin\psi_{макс} = \dfrac{\overline{C_0'C_0}}{\overline{OC_0}} = \dfrac{V_1\Delta t}{r_p + r_0}$,

где Δt — время полета цели и ракеты от момента старта ракеты до перехода на самонаведение.

Очевидно,

$$r_p = V_2\Delta t,$$

где V_2 — средняя скорость ракеты до точки P_0.

Поэтому

$$\sin\psi_{макс} = \frac{\varepsilon}{1 + \frac{r_0}{r_p}};$$

так как $\varepsilon \leqslant 0{,}5$, то

$$\psi_{макс} \approx \sin\psi_{макс} = \frac{\varepsilon}{1 + \frac{r_0}{r_p}}.$$

До сих пор мы считали стабилизацию идеальной. В действительности за время телеуправления Δt стабилизированная ось z_1, а значит, и ось z_A могут повернуться на некоторый угол $\Delta_{гир}$. Поэтому максимально возможный угол поворота направления на цель относительно оси антенны будет равен:

$$\varphi_{макс} = \psi_{макс} + \Delta_{гир} = \frac{\varepsilon}{1 + \frac{r_0}{r_p}} + \Delta_{гир}, \tag{7-21}$$

где r_p — дальность телеуправления;

r_0 — дальность самонаведения.

Так как для зенитной ракеты время телеуправления Δt не превышает обычно одной или нескольких минут, то без особого труда можно получить:

$$\Delta_{гир} \leqslant 1 \div 2^\circ. \tag{7-22}$$

Поэтому

$$\varphi_{макс} \approx \frac{\varepsilon}{1 + \frac{r_0}{r_p}}. \tag{7-21'}$$

При $\varepsilon_{макс} = 0{,}5$ и $\frac{r_0}{r_p} = 0{,}2 \div 0{,}5$ получается:

$$\varphi_{макс} = 20 \div 25^\circ. \tag{7-23}$$

Эти соотношения показывают, что данный способ наведения антенны на цель дает лучшие результаты, чем при установке антенны на корпусе, однако и в этом случае требуется слишком большой угол зрения бортового пеленгатора:

$$\theta_m \geqslant 25^\circ.$$

Пример 2. *Телеуправление зенитной ракетой осуществляется по методу* ПУ (рис. 7-8)

При идеальном наведении по методу ПУ линия цели $\overline{r}$ сохраняет в пространстве неизменное направление. Однако в действительности с момента старта ракеты (точка P_0') до момента перехода на самонаведение (точка P_0) линия цели может повернуться на некоторый угол $\varphi_1 + \varphi_2$. Поворот на угол φ_1 имеет место на неуправляемом участке полета ракеты $P_0'P_0''$, а поворот φ_2 происходит за счет неточности телеуправления и наличия переходного процесса, вызываемого наличием некоторой ошибки упреждения $\Delta\beta$ в момент начала телеуправления. Угол φ_1 невелик, так как неуправляемый полет длится обычно всего несколько секунд. Кроме того, этот угол может быть приближенно вычислен перед стартом и ось антенны z_A может быть стабилизирована не в направлении $\overline{r}_0'$, а в вычисленном упрежденном направлении φ_1. Поэтому влиянием угла φ_1 можно пренебречь. Влиянием неточности (ухода) стабилизированной оси z_A

также можно в первом приближении пренебречь [см. соотношение (7-22)]. Следовательно, основным источником поворота линии цели относительно стабилизированной оси антенны z_A (оси угла зрения) будет угол φ_2. Величина этого угла тем меньше, чем меньше ошибка упреждения $\Delta\beta$ в момент начала телеуправления, т. е. чем точнее ракета будет выведена на требуемую для телеуправления траекторию и чем точнее будет происходить сам процесс телеуправления, т. е. чем меньше будет величина производной $\left|\frac{d\varphi}{dt}\right|$.

Для того чтобы в процессе телеуправления цель не вышла за пределы угла зрения, должно выполняться условие:

$$\varphi_2 = \int_0^t \frac{d\varphi}{dt} \cdot dt < \Theta_m. \tag{7-24}$$

Способ 4. Переменный угол зрения

Из рассмотрения приведенных выше способов ясно, что можно без особых трудностей обеспечить попадание цели в пределы широкого угла зрения $2\Theta_m' \approx 80 \div 100°$.

В то же время для получения удовлетворительного качества самонаведения необходим значительно более узкий угол зрения $2\Theta_m \approx 10 \div 30°$.

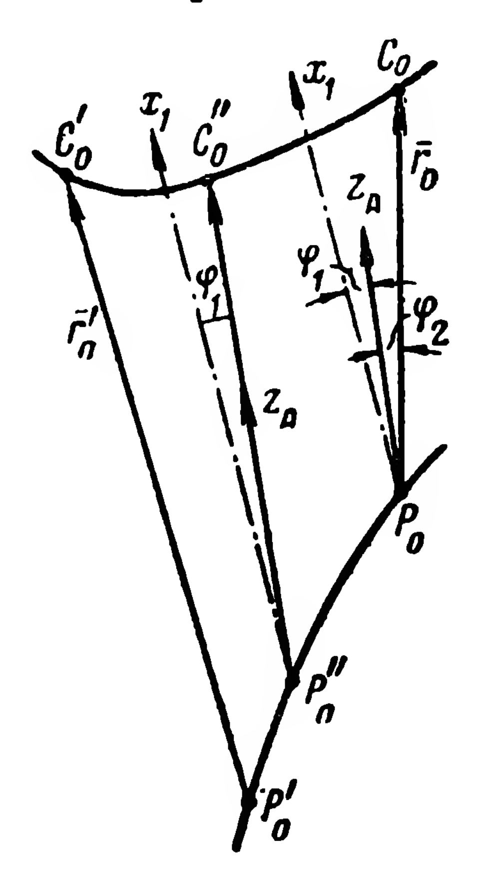


Рис. 7-8.

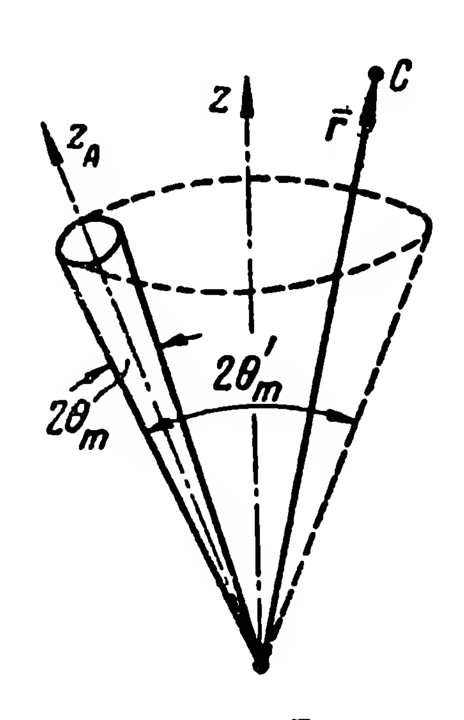


Рис. 7-9.

На первый взгляд кажется целесообразным применение переменного угла зрения: в процессе телеуправления и до захвата цели иметь широкий угол зрения $2\Theta_m'$, а после захвата цели сужать этот угол зрения до $2\Theta_m$. Однако такой способ мало пригоден, так как именно перед мо-

ментом перехода на самонаведение, когда дальность до цели максимальна, весьма важно иметь небольшой угол зрения для обеспечения бо́льших дальности, разрешающей способности и помехоустойчивости.

Способ 5. Применение бортовой антенны с автоматическим поиском цели (рис. 7-9)

Можно обеспечить поимку цели *C*, находящейся в пределах конуса с широким углом зрения $2\Theta_m'$, путем автоматического просмотра этого пространства антенной головкой, имеющей узкий угол зрения $2\Theta_m$. Однако этот способ имеет ряд серьезных недостатков:

а) Необходимость просмотра широкого угла зрения ухудшает помехоустойчивость и угловую разрешающую способность системы управления.

б) Поиск цели должен совершаться весьма быстро (за несколько секунд), так как в противном случае ракета за время поиска бесполезно пролетит большое расстояние.

Осуществление достаточно надежного автоматического быстрого поиска и быстрого прекращения поиска бортовым пеленгатором, который должен быть прост, дешев и помехоустойчив, является сложной задачей.

Способ 6. Дистанционная наводка антенны

При этом способе приборы, установленные на *КП*, автоматически определяют, в каком направлении должна быть направлена ось бортовой антенны, и передают требуемые угловые координаты на борт ракеты по радио. Бортовые приборы воспринимают эти координаты и устанавливают по ним бортовую антенну. Очевидно, для обеспечения такой дистанционной установки необходимо иметь на *КП* и борту ракеты согласованные системы координат. Согласование координат может быть достигнуто путем применения на ракете системы координат, стабилизированной гироскопами.

Сравнение приведенных выше шести способов наведения бортовой антенны на цель при комбинированном управлении ракетой показывает, что каждый из этих способов имеет серьезные недостатки. Поэтому разработка простой и надежной системы наведения бортовой антенны на цель является одной из основных задач комбинированного управления.

ГЛАВА ВОСЬМАЯ

СОГЛАСОВАНИЕ СИСТЕМ КООРДИНАТ

8-1. ОБРАЗОВАНИЕ КОМАНД ПРИ ДЕКАРТОВОМ И ПОЛЯРНОМ ВИДАХ РУЛЕВОГО УПРАВЛЕНИЯ

На рис. 8-1 изображена блок-схема, иллюстрирующая общий принцип управления движением ракеты, одинаковый для различных способов управления (самонаведение, телеуправление, комбинированное управление, управление, осуществляемое оператором, автоматическое управление). Этот принцип заключается в следующем.

Измерительное устройство (*ИУ*) измеряет пространственное возмущение $\bar{\Theta}$, характеризующее отклонение ракеты от правильного полета на цель. Это возмущение $\bar{\Theta}$ измеряется в некоторой системе координат $x_1y_1z_1$, связанной с измерительным устройством и называемой в дальнейшем измерительной системой координат.

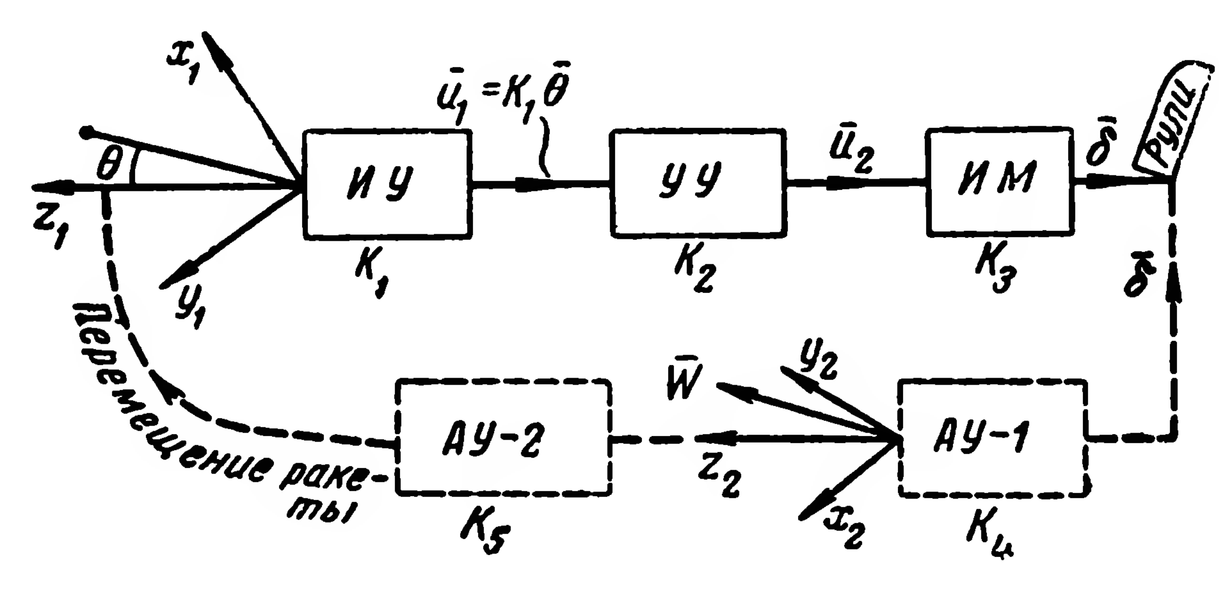


Рис. 8-1.

Пусть Θ_x и Θ_y — две взаимно перпендикулярные компоненты угла $\bar{\Theta}$ ($\bar{\Theta}$, $\bar{\Theta}_x$ и $\bar{\Theta}_y$ соответствуют углам $\bar{\varphi}$, $\bar{\varphi}_x$ и $\bar{\varphi}_y$ на рис. 5-21, но в данной главе нам удобнее обозначать угол буквой Θ, а не φ).

Результаты измерения компонент Θ_x и Θ_y равны u_{1x} и u_{2x} соответственно, где

$$\left.\begin{aligned} u_{1x}(t)&=K_{1x}(p)\,\Theta_x(t);\\ u_{1y}(t)&=K_{1y}(p)\,\Theta_y(t);\end{aligned}\right\} \qquad (8\text{-}1)$$

$K_{1x}(p)$ и $K_{1y}(p)$ — операторные коэффициенты передачи

каналов измерения Θ_x и Θ_y соответственно $\left(p = \frac{d}{dt}\right.$ — дифференциальный оператор$\left.\right)$.

В случае идентичности обоих каналов

$$K_{1y}(p) = K_{1x}(p) = K_1(p).$$

Здесь и в дальнейшем изложении мы полагаем ради простоты, что для малых отклонений Θ_x и Θ_y система на рис. 8-1 является линейной и, следовательно, все преобразования величин Θ_κ и Θ_y являются линейными. При операциях с такими преобразованиями удобно, как известно, пользоваться матрицами. Выражение (8-1) в матричной форме может быть записано следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} &\bar{u}_1 = K_1\bar{\Theta}, \\ &\text{где } K_1 \text{ — диагональная матрица вида:} \\ &K_1 = \begin{Vmatrix} K_{1x}(p), & 0 \\ 0, & K_{1y}(p) \end{Vmatrix} \end{aligned}\right\} \qquad (8\text{-}1')$$

Будем для краткости называть величину K_1 матричным коэффициентом передачи измерительного устройства.

Напряжение $\bar{u}_1$ поступает далее в управляющее устройство *УУ*, преобразующее результат измерения в команду на исполнительный механизм *ИМ* (рулевую машину):

$$\bar{u}_2 = K_2\bar{u}_1, \qquad (8\text{-}2)$$

где K_2 — матричный коэффициент передачи управляющего устройства.

Исполнительный механизм превращает команду $\bar{u}_2$ в отклонение рулей:

$$\bar{\delta} = K_3\bar{u}_2, \qquad (8\text{-}3)$$

где K_3 — матричный коэффициент передачи исполнительного механизма.

Отклонение рулей сообщает ракете посредством аэродинамической среды поперечное ускорение

$$\overline{W}=K_4\overline{\delta}, \tag{8-4}$$

где K_4 — матричный коэффициент передачи аэродинамического узла (*АУ-1*), равный отношению $\frac{\overline{W}}{\overline{\delta}}$.

Ускорение $\overline{W}$ создает перемещение ракеты в пространстве.

Связь между этим перемещением и ускорением отображена на рис. 8-1 аэродинамическим узлом *АУ-2*.

Ускорение $\overline{W}$ искривляет траекторию ракеты в таком направлении, чтобы уменьшить до минимума возмущение $\overline{\Theta}$. (В идеальной системе уравнения $\Theta\rightarrow 0$).

Таким образом, система управления является по существу замкнутой следящей системой, обеспечивающей слежение ракеты за целью. (На рис. 8-1 для простоты показана лишь внешняя цепь обратной связи, а внутренние цепи электромеханических и аэродинамических обратных связей опущены).

Ускорение $\overline{\mathbf{W}}$, создаваемое рулями, отрабатывается в некоторой системе координат $x_2y_2z_2$, связанной с продольной осью ракеты и называемой в дальнейшем исполнительной системой координат.

Из рис. 8-1 следует, что между вектором ускорения $\overline{\mathbf{W}}$ и вектором возмущения $\overline{\Theta}$ существует следующая связь:

$$\left.\begin{aligned}\overline{\mathbf{W}}&=Q\overline{\Theta},\\ \text{где}\qquad Q&=K_1K_2K_3K_4\end{aligned}\right\} \tag{8-5}$$

Так как мы полагали, что матрицы K_1, K_2, K_3 и т. д. являются диагональными, то матрица Q также будет диагональной, и соотношения (8-5) в развернутом виде запишутся следующим образом:

$$\left.\begin{aligned}W_x&=Q_1(p)\,\Theta_x;\\ W_y&=Q_2(p)\,\Theta_y;\end{aligned}\right\} \tag{8-6}$$

где

$$\left.\begin{aligned}Q_1(p)&=K_{1x}(p)K_{2x}(p)K_{3x}(p)K_{4x}(p);\\Q_2(p)&=K_{1y}(p)K_{2y}(p)K_{3y}(p)K_{4y}(p).\end{aligned}\right\}\qquad(8\text{-}6')$$

Из уравнений (8-6) следует, что W_x не зависит от Θ_y, а W_y не зависит от Θ_x. Такая полная взаимная независимость (развязка) двух каналов управления действительно имеет место лишь при отсутствии скручивания системы координат $x_2y_2z_2$ относительно системы $x_1y_1z_1$ (см. ниже) и отсутствии специально вводимых или паразитных связей между каналами. В общем же случае вместо соотношений (8-6) имеют место следующие соотношения:

$$\left.\begin{aligned}W_x&=Q_{11}(p)\Theta_x+Q_{12}(p)\Theta_y;\\W_y&=Q_{21}(p)\Theta_x+Q_{22}(p)\Theta_y.\end{aligned}\right\}\qquad(8\text{-}6'')$$

Эти соотношения в матричном виде также могут выражаться формулами (8-5), но в этом случае матрица $\mathbf{Q}$ и все или некоторые из матриц $\boldsymbol{K}_n$ не будут уже диагональными.

В § 1-8 указывалось, что при декартовом рулевом управлении вектор $\overline{\mathbf{W}}$ образуется из компонент $\overline{\mathbf{W}}_x$ и $\overline{\mathbf{W}}_y$, создаваемых рулями поворота и высоты соответственно (см. рис. 1-7). В первом приближении можно считать векторы $\overline{\mathbf{W}}_x$ и $\overline{\mathbf{W}}_y$ совпадающими с поперечными осями ракеты (в силу малости угла δ между вектором скорости ракеты и ее продольной осью).

Поэтому при декартовом рулевом управлении оси $x_2y_2z_2$ исполнительной системы координат жестко связаны с корпусом ракеты и расположены следующим образом (рис. 8-2).

Ось z_2 совпадает с продольной осью ракеты.

Оси x_2 и y_2 совпадают с поперечными осями ракеты.

При полярном рулевом управлении вектор $\overline{\mathbf{W}}$ создается рулями высоты и крена (см. § 1-8).

Руль крена вызывает быстрые повороты корпуса ракеты вокруг ее продольной оси, доходящие до 90° (при управлении с экономией крена) или даже превосходящие 90° (при простом управлении). Следовательно, при полярном управлении нецелесообразно выбирать в качестве исполнительной системы координат $x_2y_2z_2$ систему, все оси которой жестко связаны с корпусом ракеты.

При полярном рулевом управлении оси $x_2y_2z_2$ можно выбирать следующим образом (рис. 8-3): ось z_2 совпадает с продольной осью ракеты; ось x_2 располагается в плоскости, от которой в данной системе управления отсчитывается угол крена ракеты $\varphi_к$. Если, например, аппаратура, установленная на ракете, отсчитывает угол крена от горизонтальной плоскости, то ось x_2 должна быть направлена горизонтально. Однако в большинстве систем управления плоскость, от которой отсчитывается угол крена, в общем случае не является горизонтальной; положение этой плоскости зависит от выбранного метода стабилизации бортовой системы координат, предназначенной для измерения угла крена ракеты $\varphi_к$. Поэтому в общем случае под осью x_2 следует понимать ту из осей стабилизированной гироскопами бортовой си-

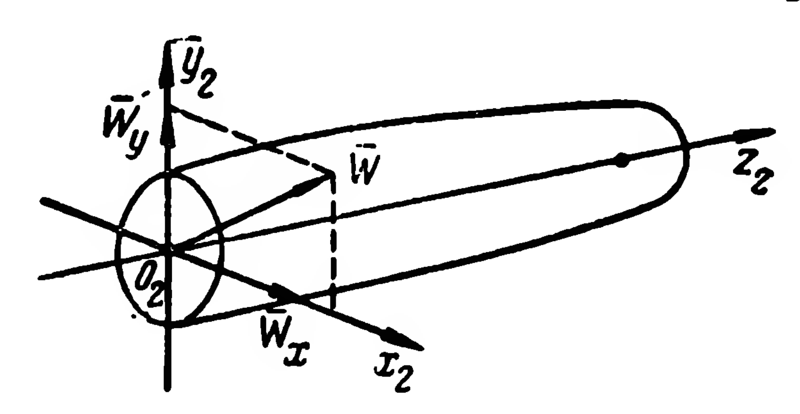


Рис. 8-2.

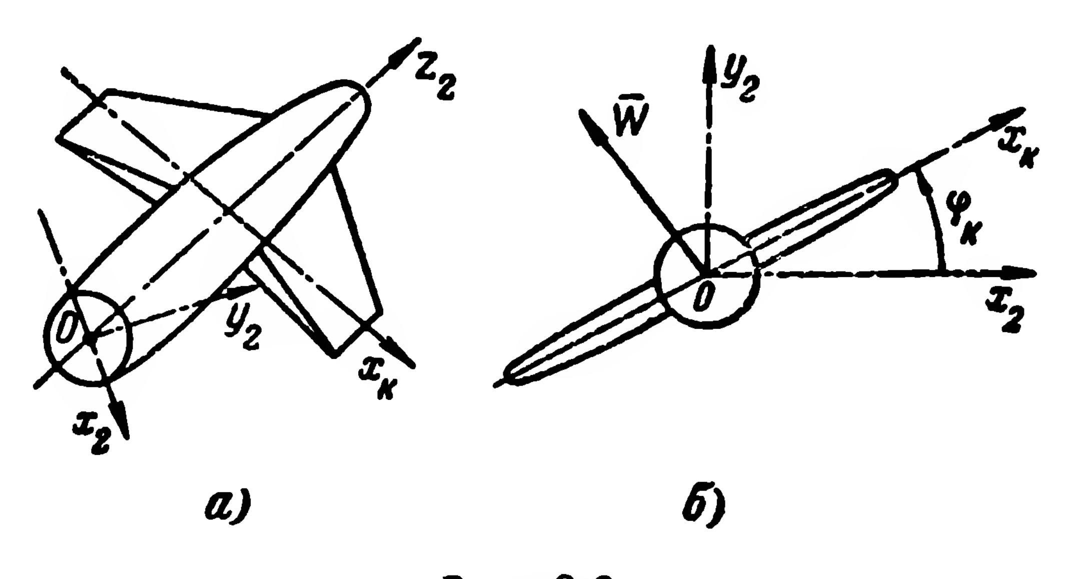


Рис. 8-3.

стемы координат, от которой отсчитывается угол крена ракеты $\varphi_к$.

Итак, при обоих способах рулевого управления (декартовом и полярном) возмущение $\bar{\Theta}$ измеряется в измерительной системе координат $x_1y_1z_1$, а отработка (исполнение) команд производится в исполнительной системе координат $x_2y_2z_2$.

Рассмотрим особенности образования команд при декартовом и полярном рулевом управлении.

При декартовом рулевом управлении векторное уравнение (8-5) распадается на два приведенных выше скалярных уравнения (8-6):

$$\left.\begin{aligned} W_x &= Q_1(p)\Theta_x; \\ W_y &= Q_2(p)\Theta_y. \end{aligned}\right\}$$

[Для упрощения анализа мы будем исходить из соотношений (8-6), а не из более общих соотношений (8-6″).]

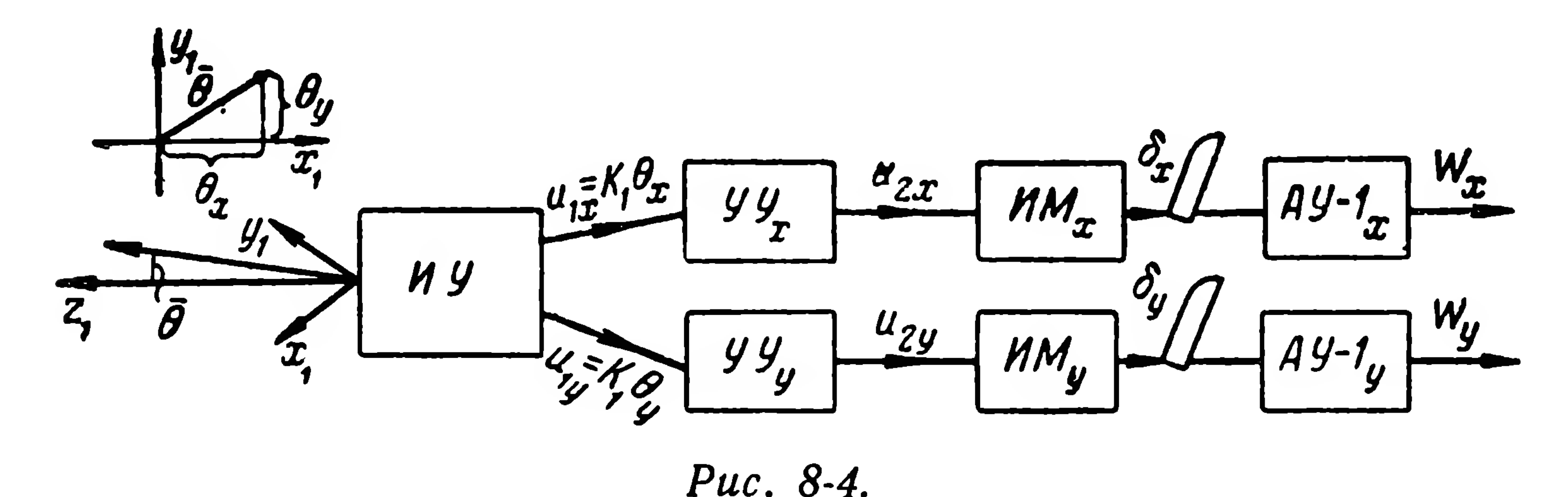


Рис. 8-4.

При симметричном декартовом управлении (см. § 1-8)

$$Q_2(p) = Q_1(p) = Q(p). \tag{8-7}$$

Однако в общем случае может быть $Q_2(p) \neq Q_1(p)$.

Из формулы (8-6) следует, что при декартовом рулевом управлении возмущение $\overline{\Theta}$ должно быть измерено также в декартовых координатах, и общая блок-схема (рис. 8-1) состоит из двух каналов: канала руля поворота и канала руля высоты (рис. 8-4).

При полярном рулевом управлении образование команд может производиться одним из следующих двух методов.

Метод 1. Основан на измерении возмущения $\overline{\Theta}$ в полярных координатах

Блок-схема, соответствующая этому методу, приведена на рис. 8-5

Возмущение $\overline{\Theta}$ измеряется в полярных координатах. Это означает, что сигнал ошибки $\overline{u}_1$ выдается в виде синусоидального напряжения

$$u_1(t) = u_{m\Theta}\sin(\omega t + \varphi_\Theta), \tag{8-8}$$

амплитуда которого $u_{m\Theta}$ пропорциональна величине возмущения Θ, а фаза φ_Θ характеризует направление (полярный угол) вектора $\overline{\Theta}$ в системе координат $x_1y_1z_1$.

Управляющее устройство $УУ$ осуществляет над напряжением $\bar{u}_1$ векторную операцию $K_2(p)$ (векторное усиление, векторное дифференцирование и т. п.), превращая напряжение $u_1(t)$ в некоторое напряжение

$$u_2(t) = u_{m\rho} \sin(\omega t + \varphi_p), \tag{8-9}$$

амплитуда которого $u_{m\rho}$ используется для образования команды на руль высоты, а фаза φ_p — для образования команды на руль крена:

$$\left.\begin{aligned} u_\rho &= K_a u_{m\rho}, \\ u_\varphi &= K_b (\varphi_p - \varphi_\kappa), \end{aligned}\right\} \tag{8-10}$$

где φ_p — требуемый угол крена ракеты;

φ_κ — истинный угол крена, измеряемый бортовым гиродатчиком;

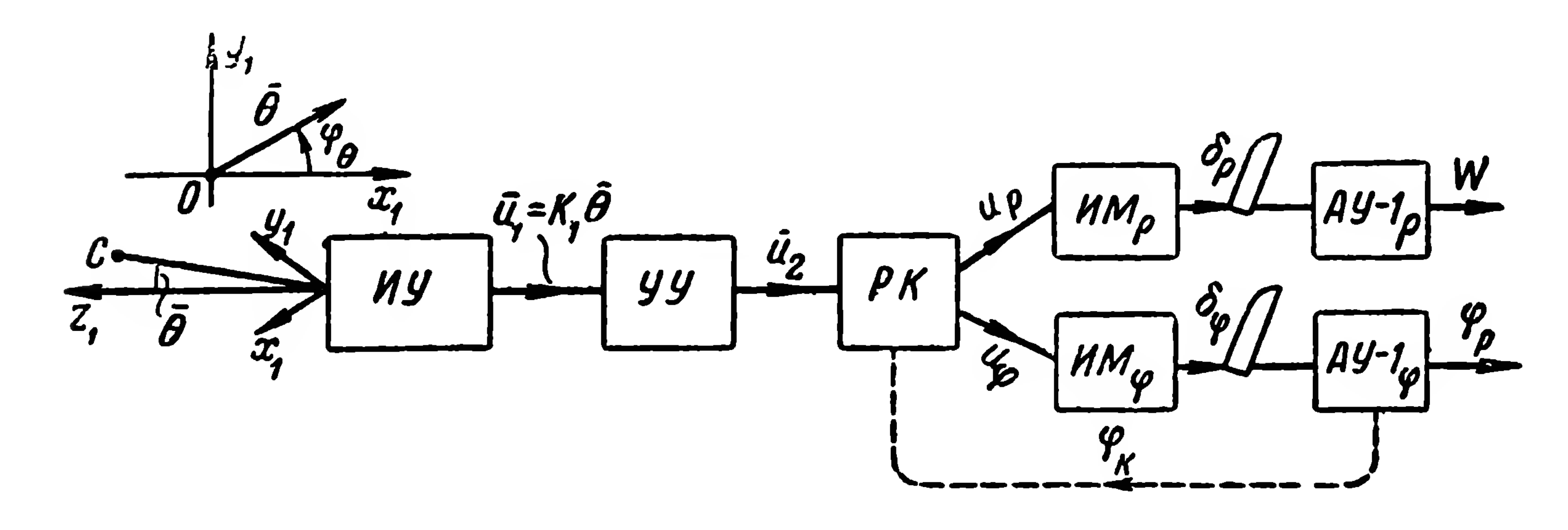


Рис. 8-5.

K_a и K_b — постоянные коэффициенты.

Выделение из вектора $\bar{u}_2$ амплитуды $u_{m\rho}$ и разности фаз $(\varphi_p - \varphi_\kappa)$ осуществляется в блоке разделения команд $РК$ (выделение амплитуды может быть осуществлено обычным амплитудным детектором, а определение разности фаз $(\varphi_p - \varphi_\kappa)$ — фазовым детектором.

Метод 2. Основан на измерении возмущения $\bar{\Theta}$ в декартовых координатах

Блок-схема, соответствующая этому методу, приведена на рис. 8-6.

Напряжения u_{1x} и u_{1y} на выходе измерительного устройства соответствуют декартовым координатам возмуще-

ния ($\dot{\theta}_x$ и θ_y) и имеют вид напряжений постоянного тока, меняющихся в такт с изменениями компонент θ_x и θ_y.

Напряжения u_{1x} и u_{1y} поступают далее в управляющие устройства $УУ_x$ и $УУ_y$, совершающие над этими напряжениями скалярные операции $K_{2x}(p)$ и $K_{2y}(p)$ (усиление, дифференцирование, интегрирование и т. д.) и превращающие их в напряжения постоянного тока u_{2x} и u_{2y}.

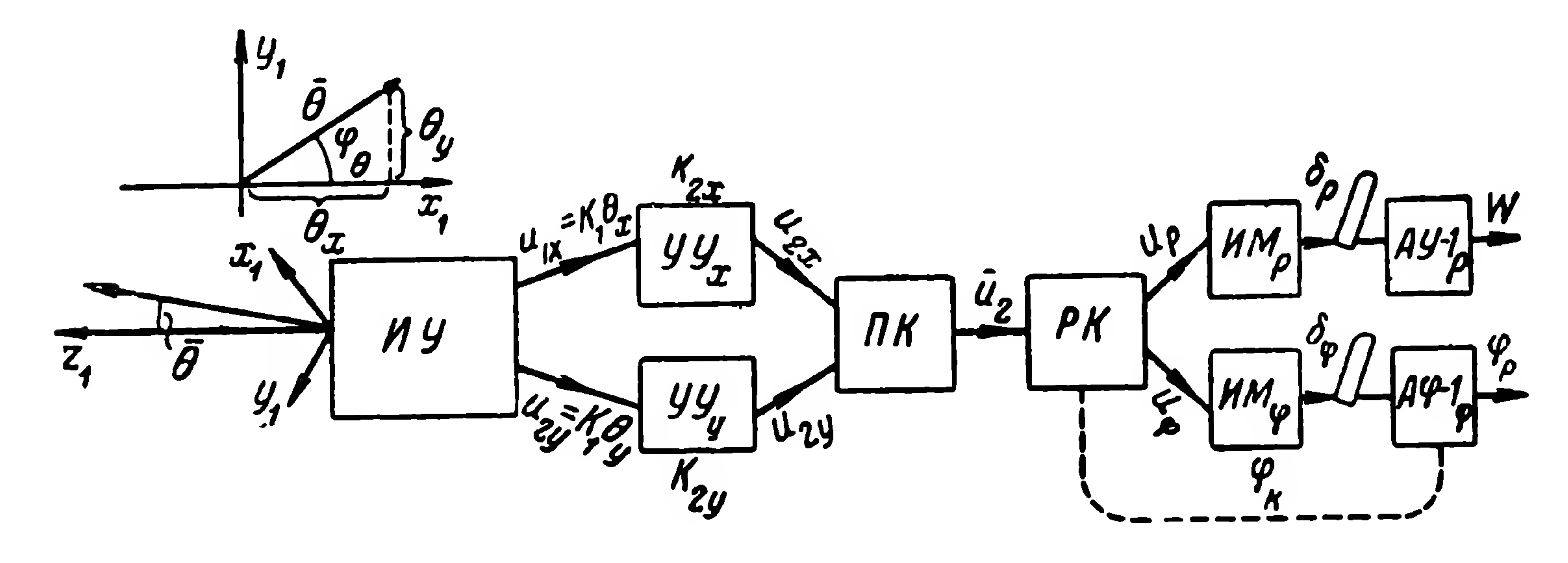


Рис. 8-6.

Преобразователь координат (*ПК*) превращает декартовы координаты в полярные, т. е. образует из напряжений постоянного тока u_{2x} и u_{2y} переменное напряжение

$$\left.\begin{aligned} u_2(t) &= u_{m\rho}\sin(\omega t + \varphi_\rho), \\ \text{где}\quad u_{m\rho} &= \sqrt{u_{2x}^2 + u_{2y}^2};\ \operatorname{tg}\varphi_\rho = \frac{u_{2y}}{u_{2x}}. \end{aligned}\right\} \qquad (8\text{-}11)$$

Так как выражение (8-11) совпадает с выражением (8-9), то дальнейшая часть блок-схемы на рис. 8-6 совпадает с соответствующей частью блок-схемы на рис. 8-5.

Преобразование декартовых координат в полярные может быть осуществлено, например, при помощи преобразователя координат *ПК*, блок-схема которого изображена на рис. 8-7,*а*.

Напряжения постоянного тока u_x и u_y, соответствующие декартовым координатам θ_x и θ_y, подаются на вход балансных модуляторов *БМ* и $БМ_2$. К этим же балансным модуляторам поступают напряжения низкой частоты ω: $u_0\cos\omega t$ и $u_0\sin\omega t$ соответственно. Балансные модуля-

торы $БМ_1$ и $БМ_2$ вырабатывают напряжения $K_1 u_x \cos\omega t$ и $K_1 u_y \sin\omega t$ соответственно. В суммирующем каскаде $СК$ эти напряжения складываются, образуя напряжения u_2:

$$u_2 = K_1 u_x \cos\omega t + K_1 u_y \sin\omega t = K_1 u_{m\rho} \sin(\omega t + \varphi_\rho),$$

где

$$u_{m\rho} = \sqrt{u_x^2 + u_y^2}; \ \operatorname{tg}\varphi_\rho = \frac{u_y}{u_x}.$$

Принципиальная схема одного из балансных модуляторов ($БМ_1$) показана на рис. 8-7,*б*.

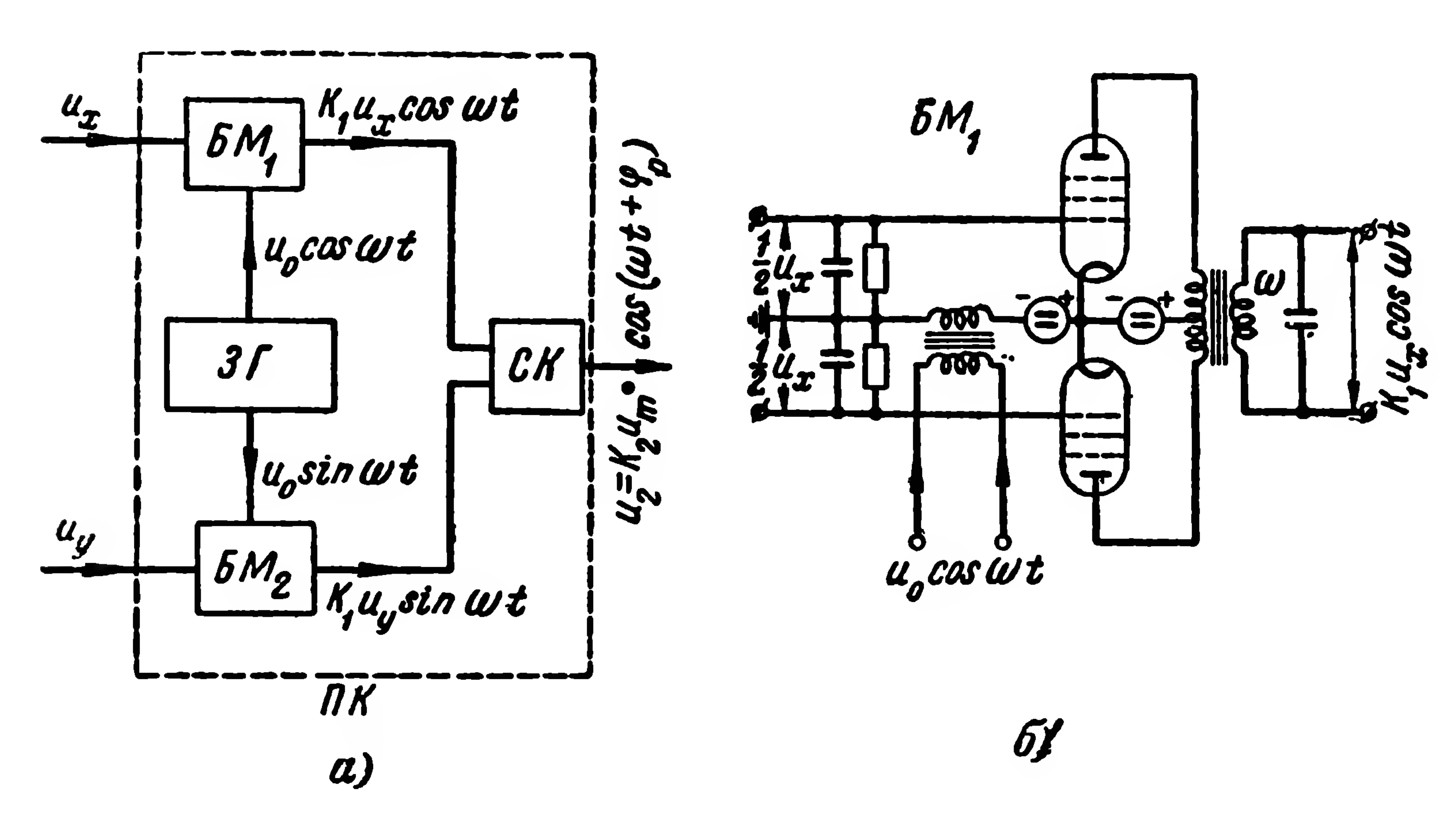


Рис. 8-7.

Сравнение обоих методов полярного рулевого управления приводит к следующим заключениям:

1. Недостатком второго метода является необходимость иметь два управляющих устройства вместо одного и применять преобразование координат.

2. Преимущество второго метода состоит в том, что „скалярные“ управляющие устройства $УУ_x$ и $УУ_y$ (рис. 8-6) могут быть значительно более простыми и стабильными в работе, чем „векторное“ управляющее устройство $УУ$ (рис. 8-5), предназначенное для осуществления векторной операции $K_2(p)\,\bar{u}_1$. Это преимущество тем значительнее, чем сложнее вид операторной функции $K_2(p)$.

3. Из пп. 1 и 2 следует, что при простой форме требуемой операции $K_2(p)$ может оказаться более удобным первый метод образования команд, а при сложной форме — второй метод.

8-2. СОГЛАСОВАНИЕ СИСТЕМ КООРДИНАТ $x_1y_1z_1$ И $x_2y_2z_2$

Предположим сначала, что оси исполнительной системы координат $x_2y_2z_2$ параллельны соответствующим осям измерительной системы координат $x_1y_1z_1$ (рис. 8-8).

Отклонение ракеты от правильного полета на цель $\overline{\Theta}$, измеряемое в системе $x_1y_1z_1$, характеризуется полярными координатами Θ и φ или декартовыми координатами Θ_x и Θ_y.

Возмущение $\overline{\Theta}$ вызывает отклонение рулей, создающее ускорение $\overline{\mathbf{W}}$, которое характеризуется в полярных координатах модулем W и полярным углом φ_p, а в декартовых координатах — составляющими W_x и W_y.

Согласно уравнениям управления (8-6) составляющие ускорения, W_x и W_y, связаны с составляющими возмущения, Θ_x и Θ_y, следующими уравнениями:

$$\left.\begin{aligned} W_x &= Q_1(p)\Theta_x; \\ W_y &= Q_2(p)\Theta_y. \end{aligned}\right\} \qquad (8\text{-}6')$$

При полярном рулевом управлении соответственно отрабатываются величины

$$\left.\begin{aligned} &W = \sqrt{W_y^2 + W_y^2} \\ \text{и } \varphi_p, & \\ &\text{где } \operatorname{tg}\varphi_p = \frac{W_y}{W_x}. \end{aligned}\right\} \qquad (8\text{-}12)$$

Если коэффициенты передачи $Q_1(p)$ и $Q_2(p)$ подобраны правильно, то под влиянием команд управления (8-6′) или (8-12) создается такое ускорение $\overline{W}$, которое возвращает ракету на требуемую траекторию (т. е. уменьшает возмущение $\overline{\Theta}$) по кратчайшему пути и в минимальное время. (В действительности не всегда можно обеспечить идеальное управление одним только подбором *линейных* операторов $Q_1(p)$ и $Q_2(p)$, но это обстоятельство не лишает справе-

дливости приводимый в данном параграфе **качественный** анализ влияния скручивания систем координат).

Предположим теперь, что в процессе полета система координат $x_2y_2z_2$ повернулась относительно системы координат $x_1y_1z_1$ так, что ось z_2 осталась параллельной оси z_1, а оси x_2 и y_2 повернулись относительно осей x_1 и y_1 на некоторый угол τ и приняли положение x_2', y_2' (рис. 8-9).

Тогда, если не будет принято никаких специальных мер, рули создадут вместо требуемого ускорения $\overline{\mathbf{W}}$ ускорение $\overline{\mathbf{W}}'$, провернутое относительно требуемого направления также на угол τ.

Для иллюстрации этого положения рассмотрим случай, когда угол скручивания τ вызван поворотом в простран-

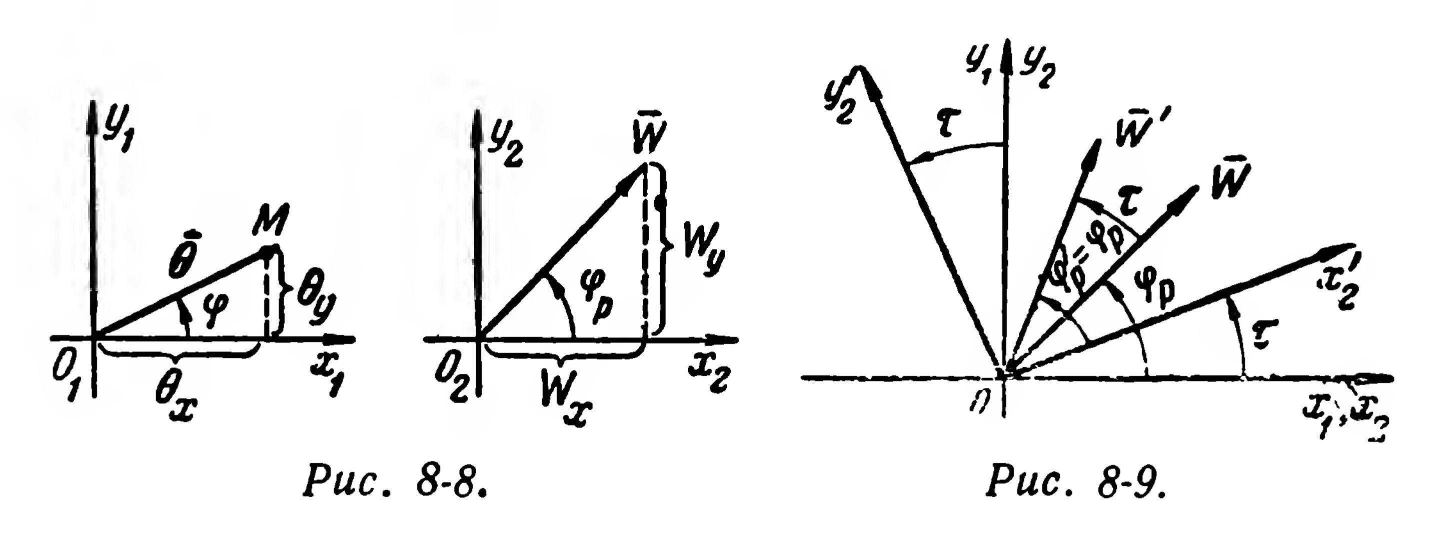


Рис. 8-8. *Рис. 8-9.*

стве только исполнительной системы координат (система $x_1y_1z_1$ не повернулась). Так как система координат $x_1y_1z_1$ не повернулась, то возмущения Θ_x и Θ_y остались неизменными. Функции $Q_1(p)$ и $Q_2(p)$ также не изменились. Следовательно, компоненты ускорения W_x и W_y также останутся неизменными [см. формулы (8-6')] по величине, но будут теперь отработаны не вдоль осей x_2 и y_2, а вдоль осей x_2' и y_2'. Отсюда следует, что ускорение $\overline{\mathbf{W}}'$ будет также расположено относительно осей x_2', y_2', как ускорение $\overline{\mathbf{W}}$ расположено относительно осей x_2, y_2.

Так как оси x_2', y_2' повернуты относительно осей x_2, y_2 на угол τ, то и ускорение $\overline{\mathbf{W}}'$ окажется повернутым относительно ускорения $\overline{\mathbf{W}}$ на угол τ. Нетрудно убедиться, что такой же результат получится и в том случае, когда скручивание τ вызвано поворотом системы $x_1y_1z_1$ при отсутствии поворотов системы $x_2y_2z_2$ и в общем случае,

когда угол τ вызван поворотами обеих систем координат.

Таким образом, скручивание системы координат $x_2y_2z_2$ относительно системы координат $x_1y_1z_1$ на угол τ приводит к тому, что ускорение $\overline{W}'$, создаваемое рулями, отклоняется от требуемого направления в земном пространстве $\overline{W}$ на тот же угол τ ($W'=W$).

На рис. 8-10 изображены четыре характерных случая.

Случай 1. $\tau \ll 90°$. В этом случае скручивание приведет лишь к тому, что ракета будет возвращаться на требуемую траекторию по несколько удлиненному пути и несколько большее время, чем при $\tau=0$.

Случай 2. $\tau=180°$. В этом случае ракета приобретает ускорение в направлении, противоположном требуемому, и, следовательно, будет искривлять свою траекторию в направлении, прямо противоположном требуемому.

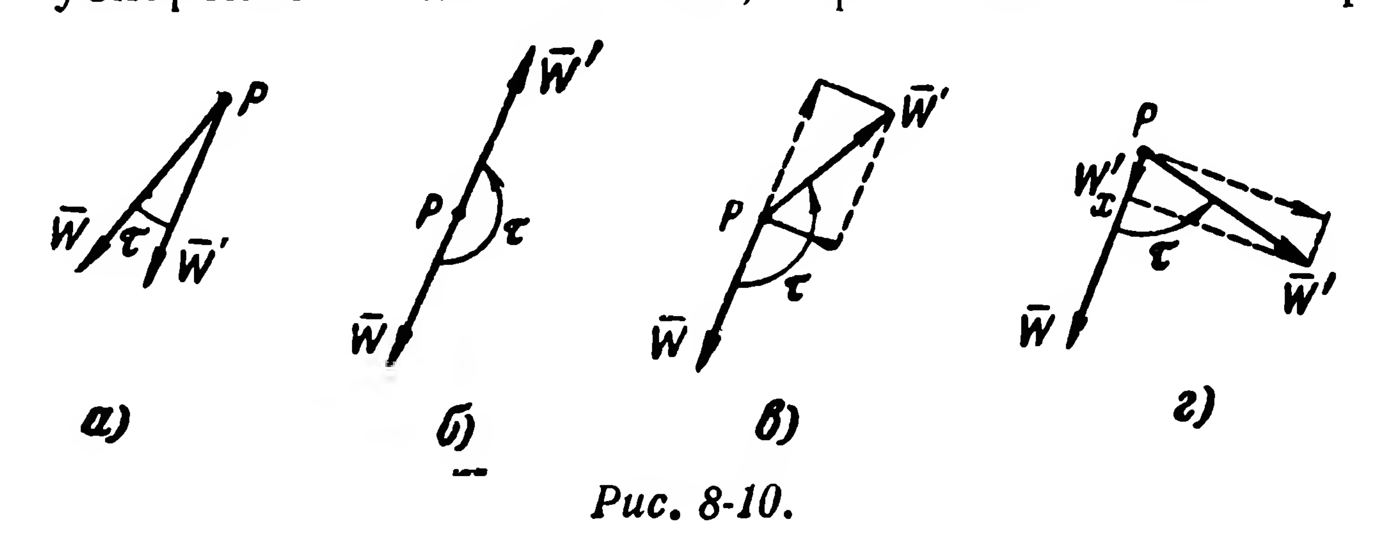


Рис. 8-10.

Очевидно, что при этом управление будет полностью нарушено.

Случай 3. $90° < \tau < 180°$ (рис. 8-10,*в*). В этом случае ракета приобретает наибольшее ускорение в направлении, противоположном требуемому, и не получает никакого ускорения в требуемом направлении. Очевидно, такое скручивание τ также полностью нарушает управление ракетой.

Случай 4. $45° < \tau < 90°$ (рис. 8-10,*г*). В этом случае основная составляющая ускорения $\overline{W}'$ направлена перпендикулярно требуемому направлению и лишь меньшая составляющая этого ускорения (W_x') действует в требуемом направлении. Очевидно, такое скручивание приведет к резкому ухудшению качества управления, а в неблагоприятных случаях может привести и к полной потере устойчивости управления. Действительно, до сих пор мы полагали, что скручивание является единственной причиной, отклоняющей направление поперечного ускорения от требуемого. В действительности же, даже при $\tau=0$, вектор

ускорения $\mathbf{W}'$ может в каждый данный момент времени отличаться от требуемого по величине и направлению из-за инерционности системы управления, ошибочности измерения возмущения $\overline{\Theta}$ и неточности образования команд. Поэтому в реальной системе управления скручивание даже на 50—70° может привести к полной потере устойчивости управления.

Приведенный выше анализ позволяет сделать следующие заключения о влиянии скручивания систем координат на качество управления:

1. Небольшие углы скручивания τ лишь немного увеличивают инерционность управления и ухудшают качество управления. Большие углы скручивания резко ухудшают качество управления или приводят даже к полной потере устойчивости управления.

2. Допустимая величина угла скручивания τ зависит в первую очередь от инерционности системы управления: чем больше инерционность системы управления и чем меньше запас ее устойчивости, тем меньше допустимый угол скручивания τ. Точные значения величины τ могут быть определены лишь в результате экспериментального исследования действия замкнутой системы регулирования в полете или, в первом приближении, на модели системы управления.

Приближенный качественный анализ, приведенный выше показывает, что, с одной стороны, углы скручивания, превышающие 45°, заведомо недопустимы, а с другой—углы скручивания, не превышающие 5—10°, заведомо не опасны. Поэтому при грубой оценке можно полагать

$$\tau_{доп} \leqslant 10^\circ. \qquad (8\text{-}13)$$

8-3. ПРОИСХОЖДЕНИЕ СКРУЧИВАНИЯ СИСТЕМ КООРДИНАТ

В общем случае все оси исполнительной системы координат $x_2y_2z_2$ могут оказаться повернутыми относительно соответствующих осей измерительной системы координат $x_1y_1z_1$.

Выясним сначала причины, вызывающие несовпадение осей z_2 и z_1, т. е. появление угла φ_{12} между осями (рис. 8-11). Будем в дальнейшем называть этот угол углом излома осей. Пренебрегая, как и ранее, углом между продольной осью ракеты и вектором скорости ракеты $\overline{V}_2$, можно считать, что ось z_2 совпадает с вектором скорости $\overline{V}_2$. На-

правление оси z_1 в большинстве систем управления примерно или точно совпадает с направлением ракета—цель, $\bar{r}$.

Действительно, при самонаведении и телеуправлении второго вида измерительная система координат располагается на ракете, и для измерения используется энергия, идущая от цели к ракете по направлению $\bar{r}$. Поэтому наиболее удобным оказывается совмещать ось z_1 с направлением $\bar{r}$.

При телеуправлении первого вида по методу накрытия цели ракета удерживается на направлении *КП*—цель, $\bar{r}_c$ (рис. 8-12). Поэтому с погрешностью, не превышающей нескольких градусов, можно считать направление $\bar{r}$ совпадающим с направлением $\bar{r}_c$.

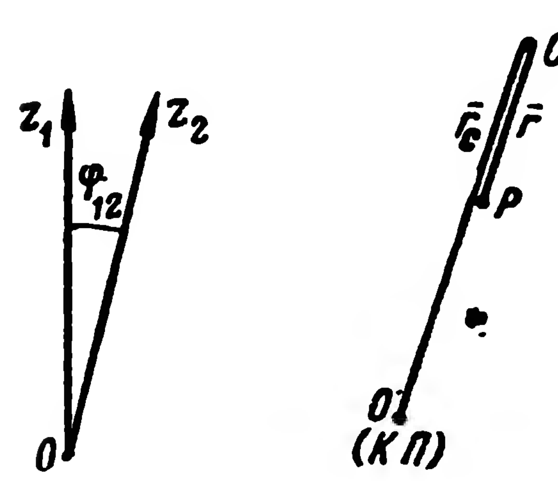


Рис. 8-11. *Рис. 8-12.*

Измерительное устройство в этом случае располагается на *КП* (точка *0* на рис. 8-12), и измерение ведется с помощью энергии, идущей от цели и ракеты в направлении *КП*. Поэтому ось z_1 наиболее удобно совмещать с направлением $\bar{r}_c$. Следовательно, и в этом случае можно считать, что ось z_1 примерно совпадает с направлением $\bar{r}$.

Таким образом, приближенно можно считать, что ось z_1 совпадает с вектором $\bar{r}$, а ось z_2— с вектором $\bar{V}_2$. Но угол между векторами $\bar{V}_2$ и $\bar{r}$ есть угол упреждения β. Поэтому можно полагать:

$$\varphi_{12} \approx \beta = (\widehat{\bar{r}, \bar{V}_2}). \tag{8-14}$$

В гл. 3 было показано, что угол упреждения определяется следующими соотношениями:

1. При наведении по погонной кривой

$$\beta = 0. \tag{8-15а}$$

2. При наведении по методу ПУ

$$\sin\beta = \frac{V_1}{V_2}\sin\alpha. \tag{8-15б}$$

3. При наведении по методу накрытия цели:

а) в случае неподвижного *КП*

$$\sin\beta = \frac{r_p}{r_c}\cdot\frac{V_1}{V_2}\sin\alpha; \tag{8-15в}$$

б) в случае *КП*, движущегося со скоростью $\overline{V}_к$, и медленной цели ($V_1 \leqslant V_к$) получается

$$\sin\beta = \frac{r}{r_c}\cdot\frac{V_к}{V_2}\sin\alpha_к. \tag{8-15г}$$

В этих формулах

$$\alpha = (\widehat{\overline{r}, \overline{V}_1}); \quad \alpha_к = (\widehat{\overline{r}_c, \overline{V}_к});$$

r_c — расстояние *КП*—цель; V_1 — скорость цели.

Так как обычно $\frac{V_1}{V_2} \leqslant 0{,}5$ и $\frac{r}{r_c}\cdot\frac{V_к}{V_2} \leqslant 0{,}5$, то из формул (8-15а)—(8-15г) получается

$$\beta \leqslant 30°. \tag{8-15д}$$

Из формул (8-14) и (8-15) следует, что при наведении по погонной кривой излом осей φ_{12} примерно равен нулю, а при других методах наведения он не превышает 30—40°:

$$\varphi_{12} \leqslant (30 \div 40°). \tag{8-16}$$

Рассмотрим теперь поворот осей x_2, y_2 относительно осей x_1, y_1. При этом будем для простоты пренебрегать изломом осей z_1 и z_2, т. е. считать оси z_1 и z_2 параллельными. Тогда очевидно, что перед выпуском ракеты можно установить оси x_2 и y_2 параллельными осям x_1 и y_1 соответственно, т. е. сделать угол скручивания τ равным нулю. Однако в дальнейшем в процессе наведения ракеты на цель может в общем случае появиться некоторый угол скручивания τ за счет неодинаковости законов вращения систем координат $x_2y_2z_2$ и $x_1y_1z_1$.

Наименьший угол скручивания будет иметь место при самонаведении (или телеуправлении второго вида) по методу погонной кривой. Действительно, в этом случае излом осей z_1 и z_2 отсутствует в течение всего времени полета ракеты. Кроме того, в этом случае системы координат $x_1y_1z_1$ и $x_2y_2z_2$ находятся в одном месте — на ракете.

Благодаря наличию этих свойств можно обеспечить неподвижность системы $x_1y_1z_1$ относительно системы $x_2y_2z_2$, а следовательно, отсутствие скручивания. При самонаведении (или ТУ-2) по методу ПУ излом осей принципиально не может быть сделан равным нулю [см. формулы (8-11) и (8-15б).]. Поэтому в процессе полета ракеты система $x_2y_2z_2$ будет поворачиваться относительно системы $x_1y_1z_1$ (в этом случае система $x_1y_1z_1$ стабилизирована в пространстве гироскопами) и в общем случае может иметь место некоторое скручивание τ.

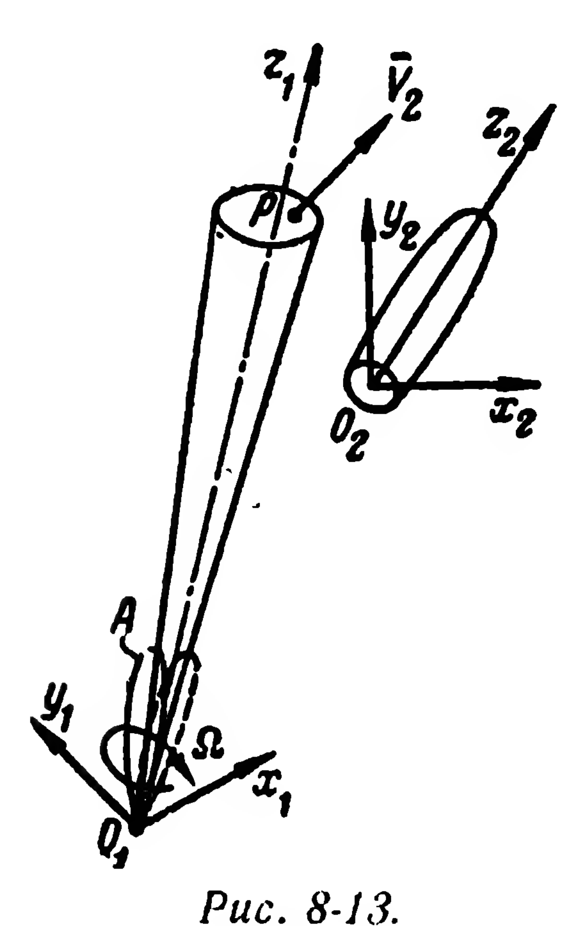


Рис. 8-13.

Наибольших значений угол скручивания может достигать при телеуправлении первого вида. Поэтому этот случай разбирается ниже более подробно.

В качестве примера рассмотрим телеуправление с помощью управляющего луча.

Этот метод был описан выше (см. гл. 6) и заключается в том, что ракета автоматически удерживается вблизи оси управляющего луча, созданного, например, вращением диаграммы направленности A вокруг оси z_1 (рис. 8-13). В этом случае измерительная система координат жестко связана с управляющим лучом: ось z_1 совпадает с осью луча (осью равносигнальной зоны), а оси x_1 и y_1 перпендикулярны оси z_1 и жестко связаны с антенной системой, создающей управляющий луч.

При наведении ракеты на подвижную цель управляющий луч перемещается в пространстве: при наведении по методу накрытия цели ось луча в каждый момент времени направляется на цель («следит» за целью), а при наведении по методам упреждения эта ось в каждый момент времени направляется в некоторую упрежденную точку, соответствующую этому моменту времени (следит за упрежденной точкой).

Предположим для конкретности, что командный пункт находится на земле и перемещения луча в пространстве достигаются поворотами этого луча по азимуту и углу места, как показано на рис. 8-14. Антенная система A, создающая луч $x_1y_1z_1$, поворачивается в подшипниках bc

вокруг горизонтальной оси MN, т. е. по углу места γ, а в подпятнике a — вокруг вертикальной оси BC, т. е. по азимуту σ.

Следовательно, угловые скорости $\dot{\gamma}$ и $\dot{\sigma}$ поворотов луча по углу места и азимуту направлены вдоль осей MN и BC соответственно. Таким образом, в процессе перемещения луча измерительная система координат $x_1y_1z_1$, связанная с лучом, поворачивается по углу места и азимуту с угловыми скоростями $\dot{\gamma}$ и $\dot{\sigma}$ соответственно.

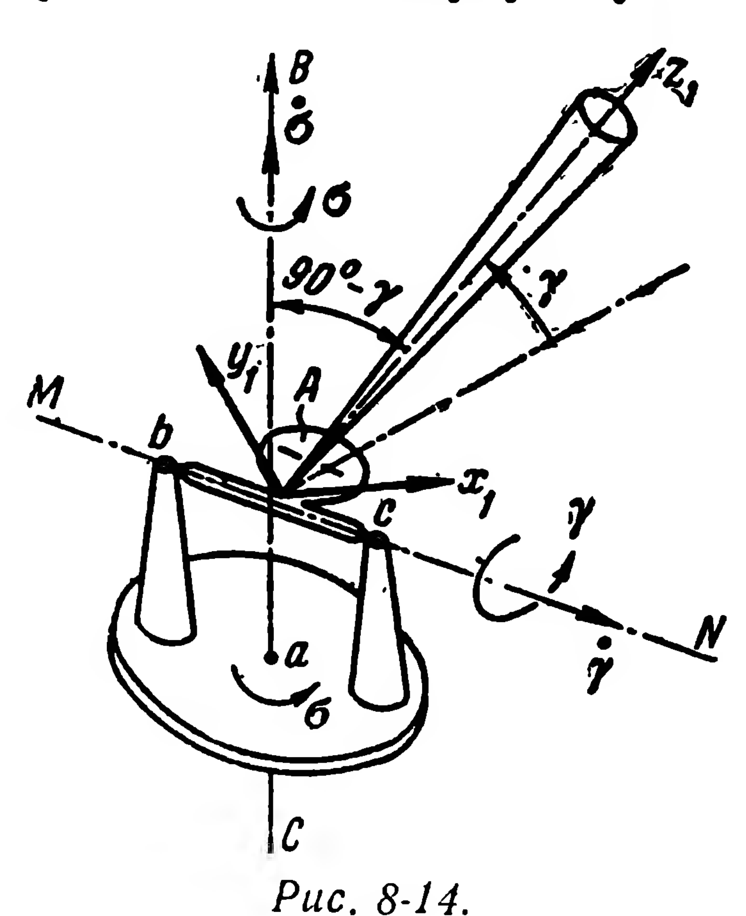


Рис. 8-14.

Исполнительная система координат $x_2y_2z_2$ расположена на ракете и связана с ее продольной осью z_2 (рис. 8-13).

Предположим, что эта система координат стабилизирована бортовым стабилизатором от вращения вокруг продольной оси z_2.

Предположим далее, что перед стартом ракеты оси системы $x_2y_2z_2$ совмещены по направлению с соответствующими осями системы $x_1y_1z_1$. Тогда в процессе полета ракеты положение системы координат $x_2y_2z_2$ будет определяться теми условиями, что ось z_2 совпадает с продольной осью ракеты, а оси x_2 и y_2 не могут поворачиваться вокруг оси z_2 вследствие наличия гиростабилизации.

В процессе полета ракеты система координат $x_1y_1z_1$, связанная с лучом, также перемещается вследствие поворотов оси луча z_1 по углу места и азимуту (ось луча должна следить за целью или упрежденной точкой).

Следовательно, в процессе полета ракеты обе системы координат ($x_1y_1z_1$ и $x_2y_2z_2$) перемещаются в пространстве и притом различным образом. Благодаря этому система координат $x_2y_2z_2$ поворачивается (скручивается) относительно системы координат $x_1y_1z_1$. В общем случае скручивание происходит по всем трем осям, т. е. ни одна из осей системы $x_2y_2z_2$ не будет уже совпадать по направлению с соответствующей осью системы $x_1y_1z_1$ (рис. 8-15). Будем называть такое скручивание пространственным. Однако в первом приближении можно для простоты считать, что

ось z_2 остается параллельной оси z_1 и скручиваются лишь оси x_2 и y_2 относительно осей x_1 и y_1 (рис. 8-16). Это приближение основано на том, что ось z_2 не может составлять с осью z_1 угол, больший 30—40° [см. (8-16)]. Будем называть такое скручивание плоским. Вычислим угол скручивания τ.

Так как оси z_2 и z_1 параллельны, то

$$\tau = \tau_1 - \tau_2, \tag{8-17}$$

где τ_1 — поворот системы координат $x_1y_1z_1$ вокруг оси z_1, а τ_2 — поворот системы координат $x_2y_2z_2$ вокруг оси z_2, а значит, и вокруг оси z_1. Отсчет углов τ_1 и τ_2 ведется

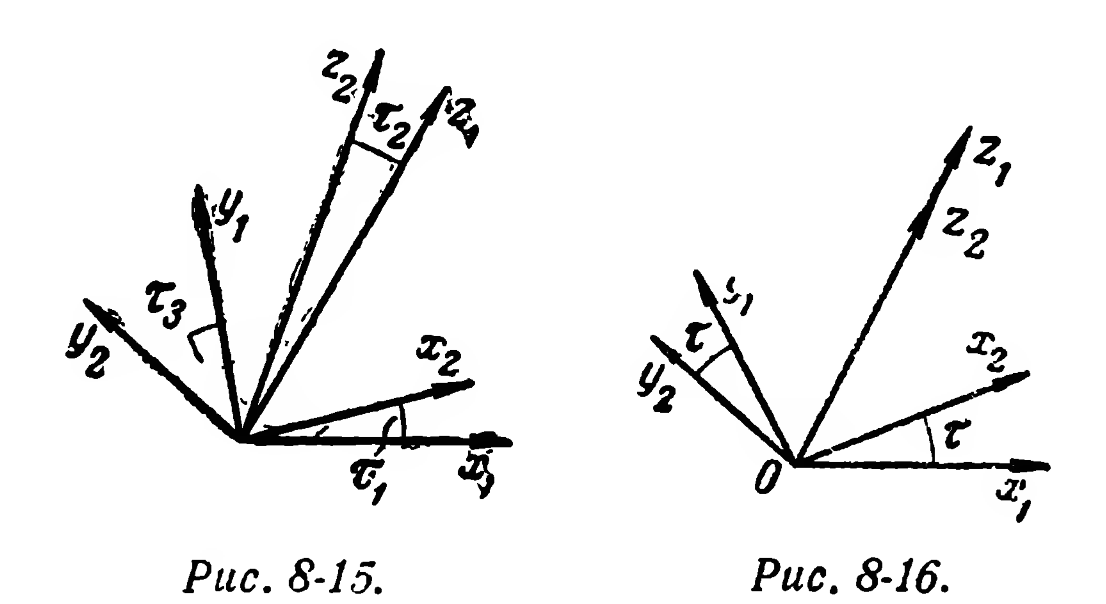


Рис. 8-15. *Рис. 8-16.*

с момента старта ракеты, т. е. предполагается, что в момент старта

$$\tau_2 = \tau_1 = 0.$$

Выбранная нами система стабилизации бортовой системы координат $x_2y_2z_2$ обеспечивает отсутствие поворотов этой системы координат вокруг оси z_2. Следовательно, в течение всего времени полета ракеты будет:

$$\tau_2 = 0 \quad \text{и} \quad \tau = \tau_1. \tag{8-17'}$$

Угол τ_1 есть угол поворота системы координат $x_1y_1z_1$ вокруг оси z_1. Если система $x_1y_1z_1$ поворачивается вокруг оси z_1, то должна существовать угловая скорость $\omega_{\tau_1} = \frac{d\tau_1}{dt}$, направленная вдоль этой оси. Поэтому для вычисления угла τ_1 следует найти угловую скорость вдоль оси z_1.

Выше было показано (см. рис. 8-14), что управляющий луч $x_1y_1z_1$ вращается с угловыми скоростями $\dot{\gamma}$ и $\dot{\sigma}$. Следовательно,

$$\dot{\omega}_{\tau_1}=\dot{\tau}_1=\dot{\gamma}_{z_1}+\dot{\sigma}_{z_1}, \qquad (8\text{-}18)$$

где $\dot{\gamma}_{z_1}$ и $\dot{\sigma}_{z_1}$ — проекции угловых скоростей $\dot{\gamma}$ и $\dot{\sigma}$ на ось z_1. Но из рис. 8-14 следует, что вектор $\dot{\gamma}$ всегда перпендикулярен оси z_1. Поэтому

$$\dot{\gamma}_{z_1}=0 \text{ и } \dot{\tau}_1=\dot{\sigma}_{z_1}.$$

Из этого же рисунка следует, что

$$\dot{\sigma}_{z_1}=\dot{\sigma}\cos(90^\circ-\gamma)=\dot{\sigma}\sin\gamma,$$

где γ — угол места оси z_1 (угол γ отсчитывается от горизонтальной плоскости).

Следовательно,

$$\dot{\tau}_1=\frac{d\tau_1}{dt}=\dot{\sigma}\sin\gamma$$

и

$$\tau_1=\int_0^t\frac{d\sigma}{dt}\sin\gamma\cdot dt.$$

Тогда из соотношения (8-17') получается следующее выражение для угла скручивания:

$$\tau=\int_0^t\frac{d\sigma}{dt}\sin\gamma\cdot dt=\int_{\sigma_1}^{\sigma}\sin\gamma\cdot d\sigma, \qquad (8\text{-}19)$$

где σ_1 — азимут оси луча в момент старта ракеты ($t=0$), а σ — азимут оси луча в произвольный момент t полета ракеты.

Из формулы (8-19) следует, что наибольшее скручивание будет получаться при больших углах места γ.

Предположим, что в течение всего процесса наведения угол места остается достаточно большим, а именно

$$\gamma\geqslant 60^\circ. \qquad (8\text{-}20)$$

Тогда получим:

$$0{,}87\leqslant\sin\gamma\leqslant 1.$$

Поэтому при выполнении условия (8-20) можно полагать:

$$\sin\gamma \approx \text{const} = 1,$$

и формула (8-19) дает:

$$\tau = \sigma - \sigma_1 = \Delta\sigma, \qquad (8\text{-}21а)$$

где $\Delta\sigma$ — изменение азимута луча за время, прошедшее от момента старта до рассматриваемого момента времени.

В конце наведения, когда $\sigma = \sigma_2$, получается

$$\tau = \sigma_2 - \sigma_1 = \Delta\sigma. \qquad (8\text{-}21б)$$

Выясним, какие наибольшие значения угла τ могут иметь место при наведении по методу накрытия цели и наведении в упрежденную точку.

Рассмотрим сначала наведение по методу накрытия цели. Пусть цель движется прямолинейно по горизонтальной прямой $C_0C_к$, а *КП* находится в точке *O* (рис. 8-17). Проведем через прямую $C_0C_к$ горизонтальную плоскость *M*. Пусть *O'*—проекция точки *O* на эту плоскость, а *p* — перпендикуляр из точки *O'* на прямую $C_0C_к$, т. е. параметр цели.

Пусть в момент выпуска ракеты цель находилась в точке C_0, а в момент встречи с ракетой—в точке $C_к$. Тогда ось луча z_1 в момент старта ракеты направлена в точку C_0, а в момент встречи ракеты с целью—в точку $C_к$.

Следовательно, в процессе наведения ракеты на цель ось z_1 перемещается от направления OC_0 до направления $OC_к$ и, следовательно, изменение азимута этой оси равно:

$$\Delta\sigma = \angle C_0O'C_к.$$

Так как в течение всего времени наведения угол места γ достаточно велик [удовлетворяет условию (8-20)], то справедливо соотношение (8-21б), и угол скручивания равен:

$$\tau = \Delta\sigma = \angle C_0O'C_к. \qquad (8\text{-}22)$$

Из рис. 8-17 видно, что чем меньше параметр цели *P*, тем больше $\angle C_0O'C_к$; при малом параметре он близок к 180°.

Следовательно, при прямолинейном движении цели угол τ может достигать 180°.

При криволинейном движении цели может иметь место случай, изображенный на рис. 8-18. В этом случае цель

движется по окружности радиуса ρ_c, расположенной в горизонтальной плоскости M. Центр O' этой окружности расположен как раз над командным пунктом O. Поэтому угол места оси z_1 остается все время большим и, следовательно, справедливо соотношение (8-21б), а именно:

$$\tau = \Delta\sigma.$$

Очевидно, в этом случае угол τ может, вообще говоря, достигать 360° и более, если цель за время полета ракеты успеет совершить более одного круга.

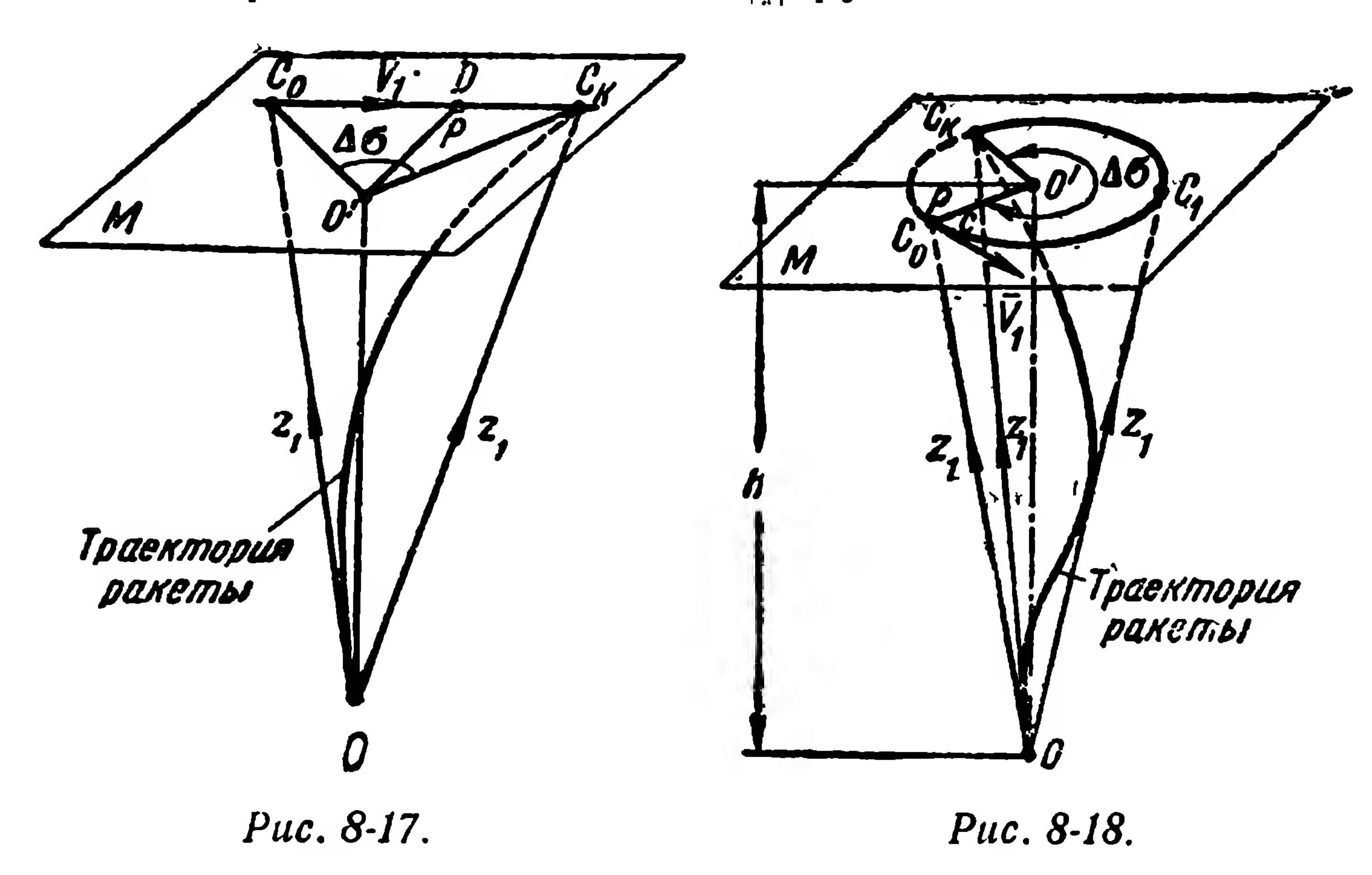


Рис. 8-17. *Рис. 8-18.*

Угловая скорость движения цели

$$\omega_c = \frac{W_c}{V_1},$$

где V_1 и W_c — скорость и ускорение цели соответственно. Пусть, например, $W_c = 3g = 30$ *м/сек²* и $V_1 = 200$ *м/сек*. Тогда $\omega_c = 9°$*/сек*.

Пусть высота цели $h = 15$ *км* и скорость ракеты $V_1 = 600$ *м/сек*. Тогда время пролета ракеты до цели будет около 30 *сек*. За это время азимут цели успеет измениться на величину

$$\Delta з = \omega_c \Delta t = 270°.$$

Из этого примера видно, что при наличии маневров цели угол скручивания может превышать 180°.

Рассмотрим теперь наведение в упрежденную точку. Пусть цель движется с постоянной скоростью $\overline{V}_1$ (рис. 8-19), а ракета имеет неизменную по величине скорость V_2. Тогда будет существовать постоянная упрежденная точка A, в которой ракета встретится с целью при полете по прямой OA. Следовательно, ось управляющего луча z_1, вдоль которой летит ракета, должна быть все время направлена в неизменную точку A. Таким образом, в рассматриваемом

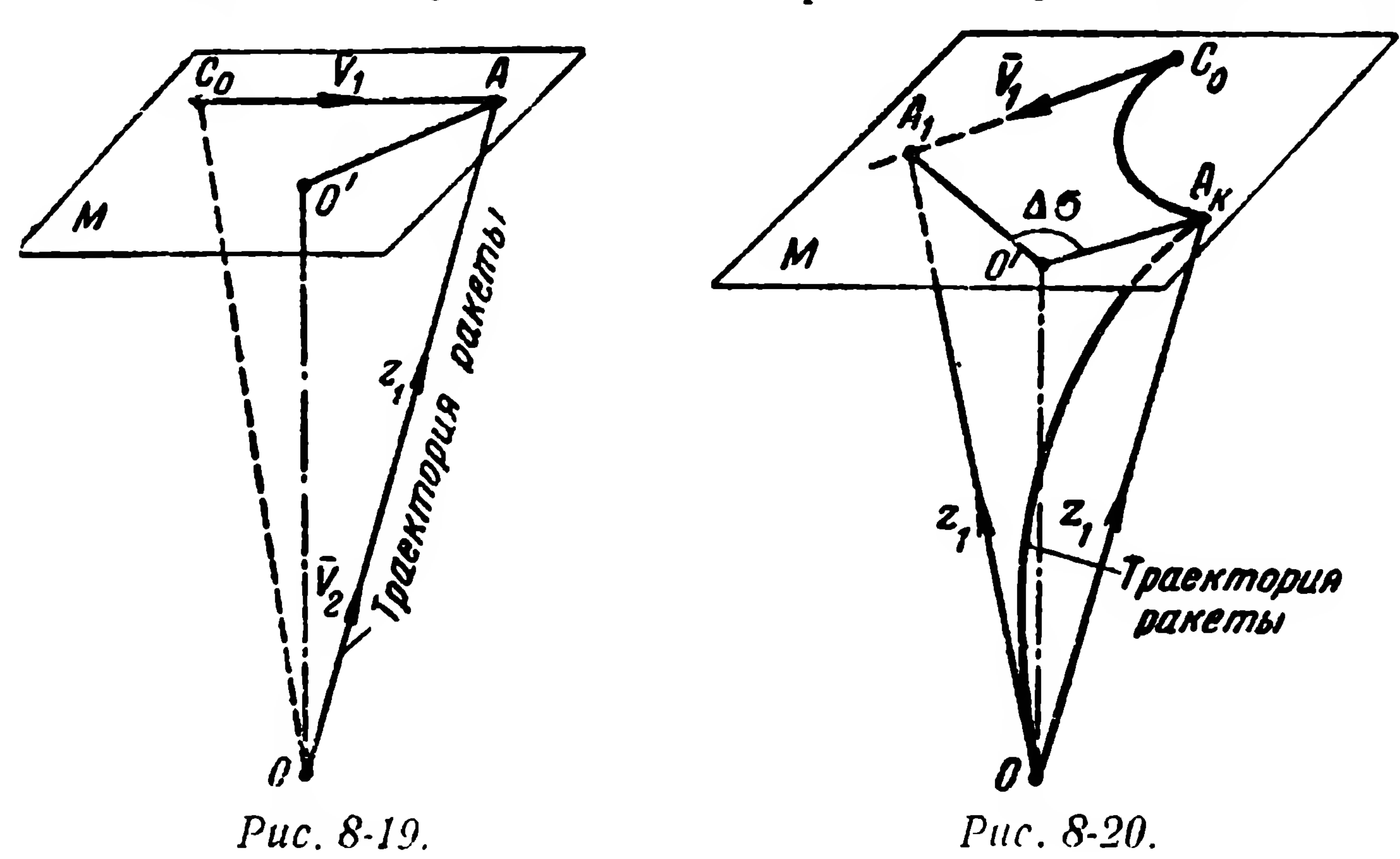


Рис. 8-19. Рис. 8-20.

случае управляющий луч неподвижен в течение всего времени наведения. Поэтому имеют место соотношения

$$\Delta\sigma = 0 \quad \text{и} \quad \tau = 0,$$

т. е. скручивание координат отсутствует.

Рассмотрим теперь случай криволинейного движения цели (рис. 8-20).

Пусть в момент старта ракеты ($t = 0$) скорость цели $\overline{V}_1$ направлена вдоль горизонтальной прямой C_0A_1, а затем цель совершает маневр в горизонтальной плоскости M, двигаясь вдоль кривой $C_0A_к$. Тогда в момент $t=0$ упрежденная точка A_1 будет находиться на прямой OA_1 и, следовательно, ось луча z_1 будет направлена в точку A_1. В конце наведения ракета должна встретиться с целью. Поэтому конечное положение упрежденной точки будет находиться на траектории цели в некоторой точке $A_к$ и ось z_1 в конце наведения будет направлена в точку $A_к$.

Поэтому изменение азимута оси   в процессе наведения будет равно:

$$\Delta\sigma = \angle A_1 O' A_к,$$

где O' — проекция точки O (места расположения *КП*) на плоскость M. Так как угол места луча остается все время большим, то справедливо соотношение (8-20б) и угол скручивания равен:

$$\tau = \Delta\sigma = \angle A_1 O' A_к.$$

Из рис. 8-19 видно, что угол $\Delta\sigma$, а следовательно, и может быть порядка 180°, а в наиболее неблагоприятных случаях даже превышать 180°.

В приведенном выше анализе мы пренебрегали изломом осей z_2 и z_1, полагая $\varphi_{12} = 0$. В действительности криволинейность траектории ракеты неизбежно будет вызывать излом осей. С учетом этого излома угол скручивания равен:

$$\tau' = \tau + \Delta\tau, \tag{8-23}$$

где τ — угол скручивания, вычисленный в предположении параллельности осей z_2 и z_1;

$\Delta\tau$ — поправка, учитывающая влияние излома осей z_2 и z_1.

Однако проведенный анализ показал, что при телеуправлении первого вида эта поправка относительно невелика и в самых худших случаях не превышает 20—30°, а в большинстве случаев составляет всего несколько градусов. С другой стороны, вычисление этой поправки оказывается весьма сложным, и окончательная формула для величины $\Delta\tau$ значительно сложнее, чем формула (8-19), определяющая величину τ. Поэтому в первом приближении можно определять величину скручивания по формуле (8-19).

Из рассмотренных выше примеров видно, что при телеуправлении первого вида угол скручивания может достигать недопустимо больших значений и, если не принять специальных мер, управление будет невозможно.

8-4. ПУТИ УМЕНЬШЕНИЯ ВЛИЯНИЯ СКРУЧИВАНИЯ СИСТЕМ КООРДИНАТ

Возможны два пути уменьшения влияния скручивания систем координат:

1. Устранение причин, вызывающих скручивание.

2. Измерение угла скручивания и введение соответствующих поправок в команды управления.

Рассмотрим сначала возможности устранения причин, вызывающих скручивание. Как указывалось выше, скручивание порождается различием законов движения (вращения) измерительной и исполнительной систем координат. Следовательно, необходимо стремиться по возможности уменьшить эти различия в законах движения.

При некоторых методах наведения это различие может быть сведено к нулю. Так, например, выше указывалось, что при самонаведении по погонной кривой с помощью антенны, установленной на силовом флюгере, измерительная и исполнительная системы координат совпадают и скручивание отсутствует.

Однако в ряде случаев такое полное совмещение систем координат принципиально невозможно. Так, например, в рассмотренном выше случае телеуправления первого вида по методу накрытия цели неизбежно возникает излом осей z_2 и z_1, так как при криволинейной траектории ракеты продольная ось ракеты и ее вектор скорости составляют некоторый угол с осью z_1 управляющего луча. Следовательно, в этом случае принципиально невозможно устранить эффект, вызываемый изломом осей. Однако в рассмотренном выше случае телеуправления первого вида (рис. 8-14), когда управляющий луч z_1 перемещается в пространстве путем поворотов по углу места и азимуту, основной эффект скручивания вызывается не изломом осей, а именно выбранным способом перемещения луча в пространстве.

Действительно, выше было показано, что угол скручивания, вызываемый поворотами антенны по углу места и азимуту, может достигать 180° и более, тогда как поправка $\Delta\tau$, вызываемая изломом осей, в большинстве случаев не превышает нескольких градусов [см. формулу (8-23)]. Поэтому, если приблизить закон вращения луча (т. е. измерительной системы координат) к закону вращения исполнительной системы координат $x_2y_2z_2$, то можно резко уменьшить скручивание. В рассмотренном выше примере система $x_2y_2z_2$ стабилизирована с помощью гироскопов таким образом, что устраняется ее вращение вокруг оси z_2; поэтому, если подвесить антенную систему радиолокатора, создающую управляющий луч, в карданном подвесе и также стабилизировать ее с помощью гироскопов от поворотов вокруг оси z_1, то скручивание будет назы-

ваться только изломом осей z_2 и z_1 и, следовательно, резко уменьшится. Однако такой способ вращения антенны локатора в ряде случаев может оказаться неприемлемым по конструктивным соображениям. Тогда можно применить какой-либо другой способ, обеспечивающий приближение закона вращения системы координат $x_1y_1z_1$ к закону вращения системы $x_2y_2z_2$.

В рассмотренном выше способе вращения антенны по углу места и азимуту (см. рис. 8-14) наибольшее скручивание получалось при больших углах места и наименьшее — при малых углах места [см. формулу (8-19)]. Очевидно, если выбрать другие оси вращения антенны, то можно добиться того, чтобы скручивание получалось наименьшим не при малых, а при больших углах места.

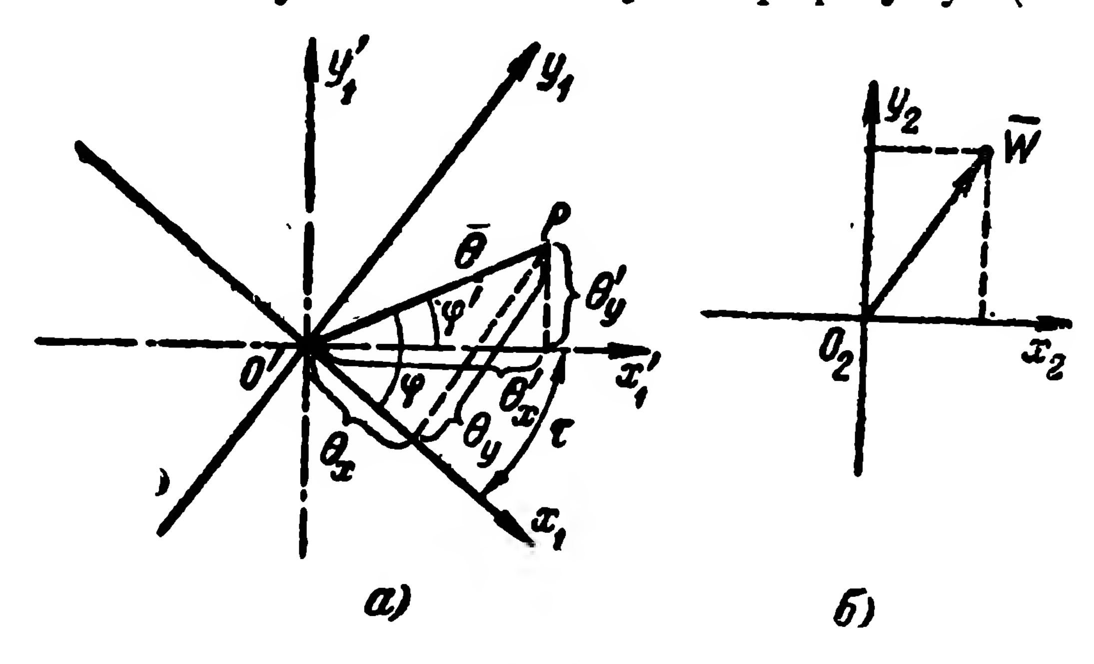


Рис. 8-21

Таким образом, в ряде случаев можно уменьшить угол скручивания τ путем соответствующего выбора способов вращения систем координат.

В тех случаях, когда по каким-либо причинам (обычно конструктивным) уменьшить угол скручивания τ до допустимой величины оказывается невозможным, следует применить второй путь, заключающийся в измерении угла τ и введении соответствующих поправок в команды на рули. Рассмотрим этот способ несколько подробнее. Пусть величина угла скручивания τ каким-либо способом измерена. Выясним, каким образом следует вводить эту величину в команды на рули. Для этого рассмотрим рис. 8-21, на котором приняты следующие обозначения: $x_2y_2z_2$ — исполнительная система координат; $x_1y_1z_1$ — измерительная система координат, в которой измеряется возмущение Θ, характеризующее отклонение ракеты от правильного полета

на цель; $x_1'y_1'z_1'$ — положение измерительной системы координат, которое соответствовало бы согласованию с исполнительной системой координат.

Из этих определений следует, что Θ_x' и Θ_y' — истинные (правильные) составляющие возмущения $\overline{\Theta}$, а Θ_x и Θ_y — измеренные составляющие того же возмущения.

Из рис. 8-21,*а* вытекает следующая связь между величинами Θ_x' и Θ_y' и величинами Θ_x и Θ_y:

$$\Theta_x' = \Theta_x \cos\tau + \Theta_y \sin\tau; \tag{8-24а}$$

$$\Theta_y' = \Theta_y \cos\tau - \Theta_x \sin\tau. \tag{8-24б}$$

Так как величины Θ_x, Θ_y и τ известны из измерений, то истинные величины возмущений Θ_x' и Θ_y', которые должны

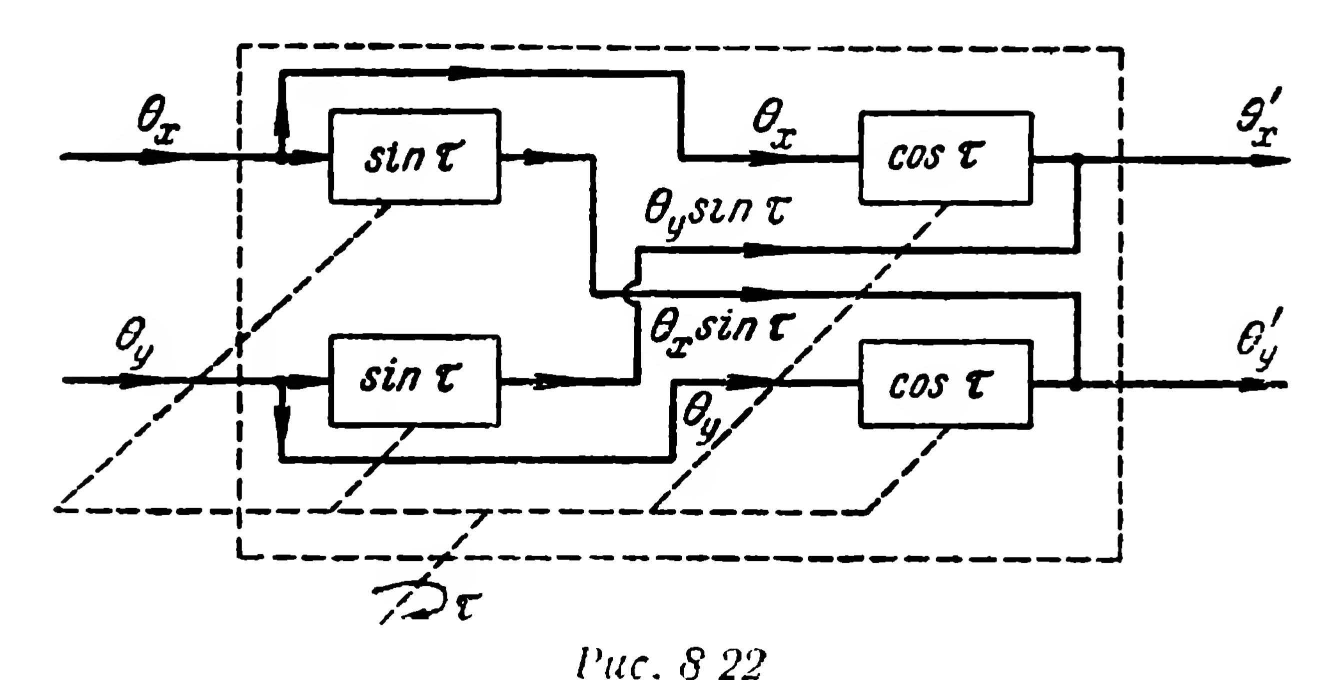


Рис. 8 22

быть использованы для образования команд на рули, могут быть определены из соотношений (8-24).

Для осуществления автоматического преобразования, соответствующего этим соотношениям, может служить система, изображенная на рис. 8-22. Она состоит из четырех потенциометров: двух синусных (осуществляющих преобразование по закону $u_{вых} = u_{вх} \sin\tau$) и двух косинусных (осуществляющих преобразование по закону $u_{вых} = u_{вх} \cos\tau$). Роторы всех потенциометров сидят на одной оси и поворачиваются на одинаковый угол τ.

На вход системы подаются измеренные величины Θ_x и Θ_y (в виде напряжений постоянного тока) и τ (в виде ме-

ханического поворота оси). Напряжения Θ_x' и Θ_y', получающиеся на выходе системы, используются далее для образования команд.

Уравнения (8-24) и соответствующая им система (рис. 8-22) относятся к случаю, когда измерение возмущения $\overline{\Theta}$ производится в декартовых координатах (см. рис. 8-4).

Если измерение возмущения $\overline{\Theta}$ производится в полярных координатах, то результат измерения получается в виде напряжения переменного тока (сигнала ошибки):

$$e_\Omega = u_\Omega \cos(\Omega t + \varphi), \tag{8-25}$$

где

$$u_\Omega = K\Theta,$$

т. е.

$$e_\Omega = K\Theta \cos(\Omega t + \varphi). \tag{8-25а}$$

Здесь K — коэффициент пропорциональности; фаза φ равна полярному углу вектора $\overline{\Theta}$ в системе координат $x_1y_1z_1$ (рис. 8-21). Начало отсчета фазы (начало отсчета времени) задается опорным напряжением

$$e_{оп} = u_{оп} \cos \Omega t. \tag{8-25б}$$

Из рис. 8-21 следует, что при наличии скручивания на угол τ истинный полярный угол вектора $\overline{\Theta}$ равен не φ, а

$$\varphi' = \varphi - \tau. \tag{8-26}$$

Поэтому истинный сигнал ошибки равен не e_Ω, а e_Ω', где

$$e_\Omega' = K\Theta \cos(\Omega t + \varphi') = K\Theta \cos(\Omega t + \varphi - \tau). \tag{8-27}$$

Из сравнения соотношений (8-27) и (8-25а) следует, что истинный сигнал ошибки e_Ω' может быть получен из измеренного сигнала e_Ω путем сдвига его по фазе на угол τ, при сохранении фазы опорного напряжения неизменной.

Эта операция может выполняться автоматически фазовращателем *ФВ*, изображенным на рис. 8-23.

Очевидно, можно получить такой же результат, если вместо сдвига на угол $(-\tau)$ сигнала ошибки e_Ω применить сдвиг на угол τ опорного напряжения $e_{оп}$. В этом случае сигнал ошибки e_Ω остается неизменным, а опорное напря-

жение пропускается через фазовращатель *ФВ* (рис. 8-24) и принимает вид:

$$e'_{on} = u_{on} \cos(\Omega t + \tau). \qquad (8\text{-}28)$$

Из сравнения соотношений (8-25а) и (8-28) следует, что после такой коррекции сигнал ошибки опережает опорное напряжение на угол $(\varphi - \tau)$, что и требуется для правильного образования команд.

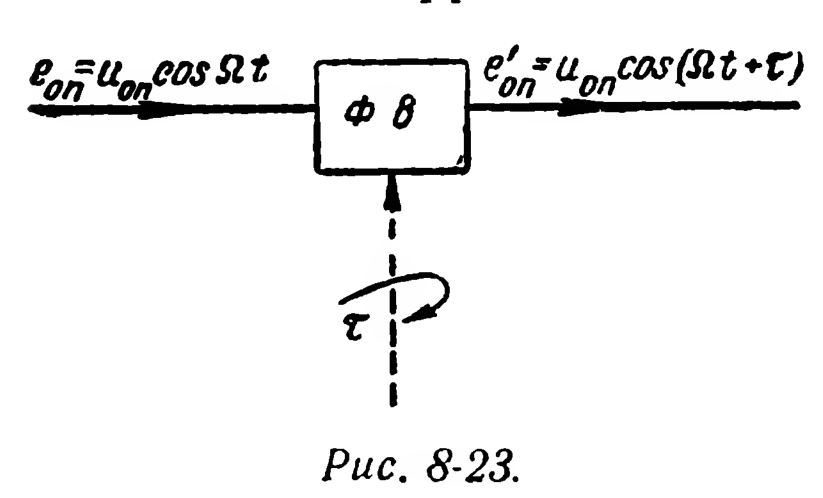


Рис. 8-23.

В приведенном выше анализе предполагалось, что величина угла τ известна из измерений. В случае самонаведения и телеуправления второго вида, когда измерительная и исполнительная системы координат находятся в одном месте (на ракете), такое измерение не представляет принципиальных затруднений. В случае телеуправления первого вида с помощью луча (рис. 8-13) приближенное значение угла τ можно найти на основании формулы (8-19):

$$\tau \approx \int_0^t \frac{d\sigma}{dt} \sin \gamma \cdot dt.$$

(Эта формула не учитывает влияния излома осей).

Принцип измерения угла τ и введения соответствующей поправки для подобной системы управления показан на рис. 8-25. Ракета летит в луче радиолокатора, автоследящего за целью. Луч радиолокатора в процессе автослежения перемещается по углу места γ и азимуту σ. Данные об угле места и азимуте (γ и σ) поступают на вход счетно-решающего устройства *СУ*, которое автоматически вычисляет угол τ по формуле (8-19) и осуществляет поворот на этот угол оси фазовращателя *ФВ*. На вход фазовращателя поступает также опорное напряжение, фаза которого жестко связана с фазой вращения диаграммы направленности *А* вокруг оси луча z_1. Фазовращатель

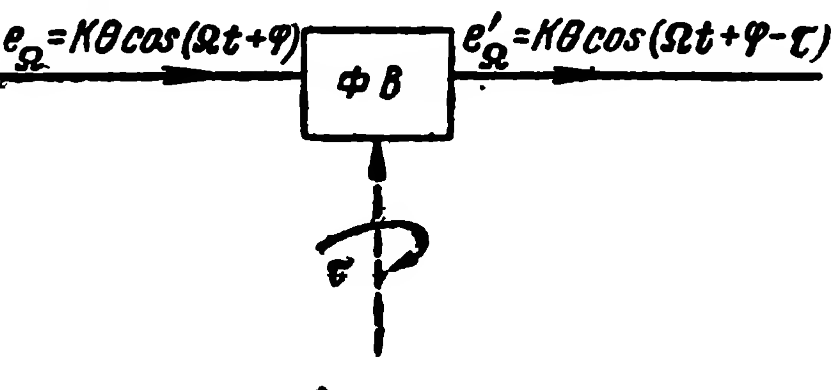


Рис. 8-24.

осуществляет сдвиг опорного напряжения по фазе на угол τ. Скорректированное таким образом опорное напряжение передается по радио на ракету (путем модуляции сигналов радиолокатора или по отдельному каналу).

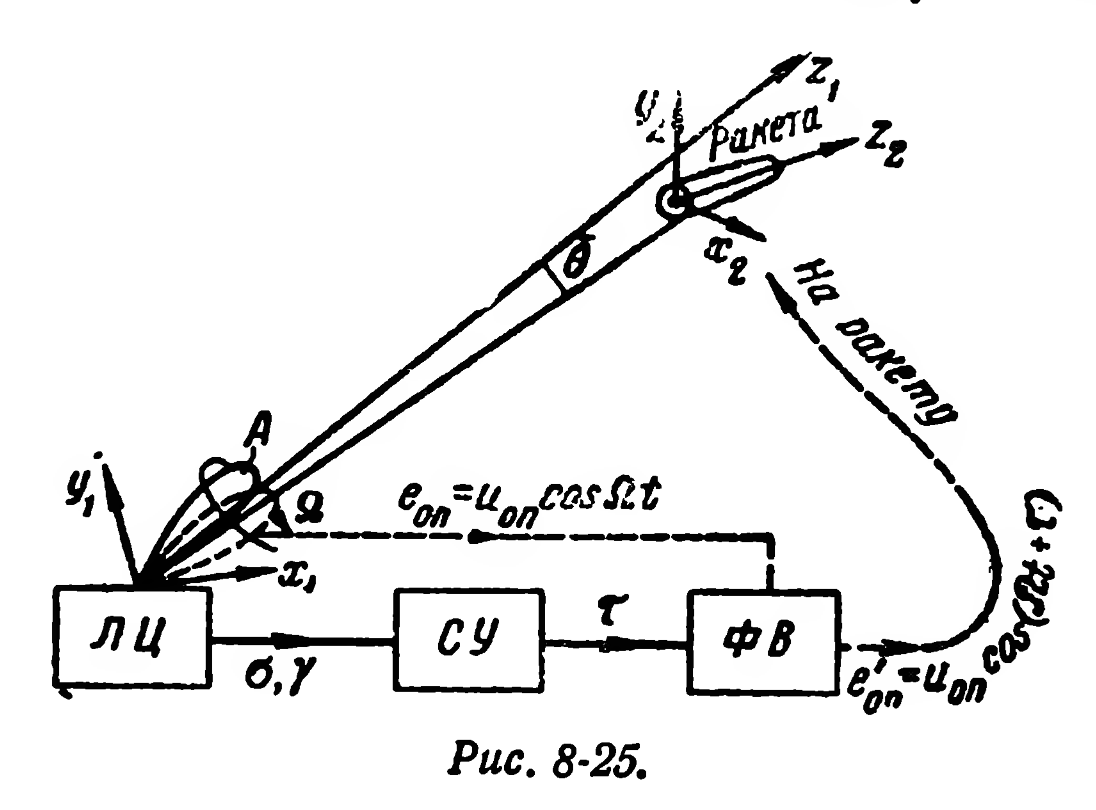


Рис. 8-25.

На ракете установлен приемник, который при отклонении ракеты от оси луча выделяет сигнал ошибки $e_\Omega = K\Theta\cos(\Omega t + \varphi)$ и сопоставляет его с опорным напряжением e'_{on}. В результате этого сопоставления на ракете образуются напряжения, используемые затем для образования команд на рули (в соответствии со схемой на рис. 8-4, 8-5 или 8-6).

ГЛАВА ДЕВЯТАЯ

РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВЫХ ОТКЛОНЕНИЙ

9-1. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К СИСТЕМАМ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВЫХ ОТКЛОНЕНИЙ

Из приведенного в предыдущих главах анализа систем управления следует, что одним из основных блоков системы управления является устройство, измеряющее угловые отклонения $\overline{\Theta}$ от некоторой оси z_1 или некоторой плоскости. Так, например: при наведении по погонной кривой измеряется угловое отклонение направления $\overline{r}$ от вектора скорости ракеты $\overline{V}_2$; при самонаведении по мето-

ду ПУ измеряется угловое отклонение направления $\bar{r}$ от оси z_1 стабилизированной системы координат $x_1y_1z_1$; при телеуправлении первого вида по методу накрытия цели измеряется отклонение направления $\bar{r}_p$ от направления $\bar{r}_c$ и т. п. В большинстве случаев измерение этих угловых отклонений производится с помощью радиопеленгаторов (угломеров) или радиолокаторов, установленных на КП (в случае телеуправления первого вида) или ракете (в случае самонаведения или телеуправления второго вида).

Рис. 9-1.

Блок-схема такого измерительного устройства в общем случае имеет вид, изображенный на рис. 9-1. Радиолокатор *Л* измеряет угловое отклонение $\bar{\theta}$ цели *С* (или ракеты *Р*) от оси z_1 в системе координат $x_1y_1z_1$.

Так как угол $\bar{\theta}$ может лежать в любой плоскости, то в общем случае он определяется двумя параметрами. В полярной системе координат этими параметрами являются модуль отклонения θ и угол φ, образуемый плоскостью $(\bar{r}, \bar{z}_1)$, в которой расположен угол $\bar{\theta}$, и плоскостью z_1x_1.

В декартовой системе координат угол θ характеризуется составляющими θ_x и θ_y, расположенными в плоскостях z_1x_1 и z_1y_1 соответственно. Результаты измерения угла $\bar{\theta}$ выдаются в виде напряжений u_1 и u_2 (рис. 9-1). Если угол $\bar{\theta}$ измеряется в декартовых координатах, то эти напряжения должны иметь следующий вид:

$$u_1 = K_1\theta_x; \tag{9-1}$$

$$u_2 = K_1\theta_y, \tag{9-2}$$

где K_1 — постоянный коэффициент, не зависящий от θ_x и θ_y. Если $\bar{\theta}$ измеряется в полярных координатах, то напряжения u_1 и u_2 имеют вид:

$$u_1 = K_2\theta\cos(\Omega t + \varphi); \tag{9-3}$$

$$u_2 = K_3\cos\Omega t, \tag{9-4}$$

где K_2 и K_3 — постоянные величины.

Напряжение u_1 называется обычно ради краткости сигналом ошибки, а напряжение u_2 — опорным напряжением. Линейное детектирование сигнала ошибки позволяет получить напряжение, пропорциональное углу Θ, а сопоставление сигнала ошибки с опорным напряжением в фазовом детекторе позволяет определить фазу сигнала ошибки, т. е. угол φ.

Напряжение u_3 (рис. 9-1) является мерой дальности r (или r_p). Измерение дальности, как уже указывалось выше, в большинстве случаев не является принципиально необходимым, но оно позволяет улучшить качество регулирования и повысить помехоустойчивость системы. Поэтому в большинстве систем управления измерение угловых отклонений сочетается с измерением дальности.

В некоторых случаях требуется измерение не пространственного отклонения $\overline{\Theta}$, а лишь одной из компонент этого отклонения: Θ_x или Θ_y.

Так, например, при управлении ракетами дальнего действия непрерывно может производиться лишь азимутальная радиокорректировка (см. гл. 1), т. е. измерение и устранение отклонений ракеты по азимуту от плоскости стрельбы (от вертикальной плоскости, проходящей через пункт выстрела и цель).

В дальнейшем измерительная система, дающая значение угла $\overline{\Theta}$, называется пространственной, а система, измеряющая лишь одну из компонент этого угла (Θ_x или Θ_y) — плоской. Очевидно, плоская система является частным случаем пространственной системы. Также очевидно, что две плоские системы, измеряющие две взаимно перпендикулярные компоненты Θ_x и Θ_y, образуют пространственную систему.

К системам измерения угловых отклонений, применяемым для радиоуправления, предъявляются следующие основные требования:

1) возможно больший диапазон дальностей и направлений;
2) высокая угловая (пеленгационная) чувствительность;
3) точность измерения;
4) непрерывность измерения;
5) обеспечение достаточного угла зрения;
6) высокая разрешающая способность;
7) помехоустойчивость;

8) простота и дешевизна; малые вес и габариты;

9) надежность действия при наличии ускорений и вибраций.

Пункты 1, 6 и 7—9 являются общими для всех блоков системы управления (см. гл. 2) и не требуют специальных разъяснений. Очевидно также, что пп. 8 и 9 имеют особенно важное значение при самонаведении и телеуправлении второго вида, так как в этих случаях измерительное устройство находится на ракете. Пункты 2—5 требуют некоторых пояснений.

Угловой (пеленгационной) чувствительностью системы называется то минимальное угловое отклонение $\Theta_{мин}$, которое может измерить система. Очевидно, чем меньше $\Theta_{мин}$, тем выше угловая чувствительность. Особенно высокие требования к угловой чувствительности ставятся при телеуправлении первого вида. Как указывалось выше (см. § 6-5), в этом случае допустимая величина углового отклонения Θ при больших дальностях составляет всего несколько угловых минут или еще меньшую величину. Поэтому может потребоваться пеленгационная чувствительность, составляющая доли угловой минуты.

Рассмотрим теперь вопрос о точности измерения угловых отклонений. Пусть для конкретности угол $\overline{\Theta}$ измеряется в декартовых координатах. Тогда в соответствии с соотношениями (9-1) и (9-2) на выходе измерительной системы должны получаться напряжения

$$u_1 = K_1\Theta_x;$$

$$u_2 = K_1\Theta_y.$$

Эти напряжения поступают далее в управляющие устройства YY_x и YY_y, в которых они преобразуются в соответствующие команды на рули (см. рис. 8-4 и 8-6). Эти преобразования в общем случае включают операции дифференцирования, интегрирования, суммирования полученных результатов между собой и с напряжениями обратных связей (см. гл. 4).

Рассмотрим для иллюстрации простейший случай, при котором в управляющих устройствах производятся лишь дифференцирование и суммирование по законам

$$u_{2x} = au_1 + b\frac{du_1}{dt}; \qquad (9\text{-}5)$$

$$u_{2y} = au_2 + b\frac{du_2}{dt}, \qquad (9\text{-}6)$$

где a и b — постоянные величины.

Пусть коэффициент передачи измерительного устройства K_1 [см. формулы (9-1) и (9-2)] строго постоянен, т. е. не зависит ни от величин Θ_x и Θ_y, ни от времени. Тогда из формул (9-1), (9-2), (9-5) и (9-6) получится

$$u_{2x} = K_1\left(a\Theta_x + b\frac{d\Theta_x}{dt}\right); \qquad (9\text{-}7)$$

$$u_{2y} = K_1\left(a\Theta_y + b\frac{d\Theta_y}{dt}\right). \qquad (9\text{-}8)$$

Следовательно, команды на рули будут пропорциональны угловым отклонениям Θ_x и Θ_y и скоростям изменения этих отклонений, причем коэффициенты пропорциональности будут постоянными величинами.

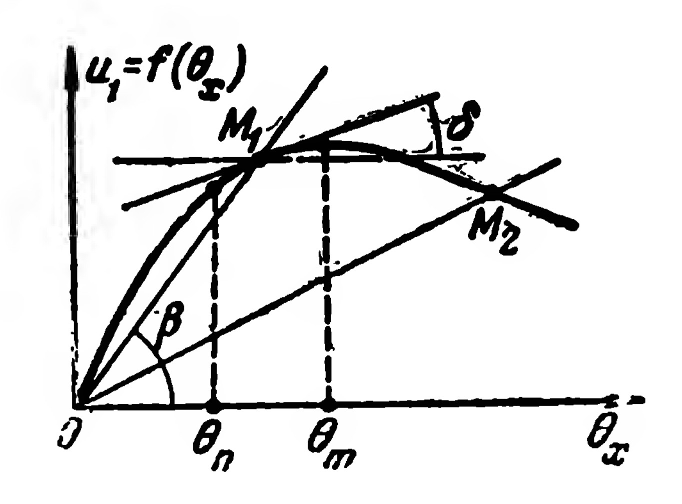


Рис. 9-2.

Одним из требований, относящихся к точности измерения, является обеспечение линейности канала, т. е. независимости коэффициента передачи канала K_1 от величины измеряемого отклонения Θ_x. Для пояснения этого требования выясним, какие искажения вызовет нелинейность канала.

В случае наличия нелинейности зависимость выходного напряжения u_1 от отклонения Θ_x будет какой-то нелинейной функцией (рис. 9-2):

$$u_1 = f(\Theta_x). \qquad (9\text{-}9)$$

Выходное напряжение u_{2x} образуется по закону (9-5):

$$u_{2x} = au_1 + b\frac{du_1}{dt}.$$

Рассмотрим сначала случай, когда угол Θ_x, а следовательно, и напряжение u_1 меняются во времени настолько медленно, что действие второго слагаемого в выражении (9-5) мало по сравнению с действием первого слагаемого.

Тогда можно полагать

$$u_{2x} \approx a u_1. \qquad (9\text{-}10)$$

Результирующий коэффициент передачи системы, включающей управляющее устройство, равен:

$$K_p = \frac{u_{2x}}{\theta_x}. \qquad (9\text{-}11)$$

Из формул (9-10) и (9-11) имеем:

$$K_p = aK_1, \qquad (9\text{-}12)$$

где

$$K_1 = \frac{u_1}{\theta_x} \qquad (9\text{-}13)$$

— коэффициент передачи измерительного устройства.

Из рис. 9-2 и формулы (9-13) следует, что

$$K_1 = \operatorname{tg} \beta, \qquad (9\text{-}14)$$

где β — угол наклона секущей в данной точке M.

Из рис. 9-2 видно, что нелинейность функции $u_1 = f(\theta_x)$ вызывает непостоянство угла β, а следовательно, непостоянство коэффициентов передачи K_1 и K_p. Если возникающие при этом изменения коэффициента передачи K_1 (или K_p) будут велики (например, в 1,5 — 2 раза или более), то может существенно затрудниться получение высокого качества регулирования. Действительно, система управления представляет собой замкнутую систему регулирования с обратной связью и резкие изменения коэффициента передачи любого из ее звеньев будут сильно сказываться на характеристиках системы в целом, а в худших случаях они могут приводить даже к потере устойчивости регулирования.

Рассмотрим теперь другой крайний случай, когда в выражении (9-5) преобладает второе слагаемое, т. е. имеет место соотношение

$$u_{2x} \approx b \frac{du_1}{dt}. \qquad (9\text{-}15)$$

Из соотношений (9-9) и (9-15) получается:

$$u_{2x} \approx b \frac{du_1}{d\theta_x} \cdot \frac{d\theta_x}{dt}. \qquad (9\text{-}16)$$

В идеальном случае, т. е. при постоянстве коэффициента передачи K_1, должно иметь место соотношение (9-7), которое в данном случае (т. е. при преобладающем действии второго слагаемого) имеет вид:

$$u_{2x} = bK_1 \frac{d\theta_x}{dt} \tag{9-17}$$

где $K_1 = \text{const}$, т. е. напряжение u_{2x} действительно является мерой производной (скорости) $\left(\frac{d\theta_x}{dt}\right)$

Следовательно, отклонение выражения (9-16) от требуемого идеального соотношения (9-17) характеризуется отклонением производной $\frac{du_1}{d\theta_x}$ от постоянной величины.

Из рис. 9-2 следует, что

$$\frac{du_1}{d\theta_x} = \operatorname{tg} \delta, \tag{9-18}$$

где δ — угол наклона касательной в данной текущей точке M. Если бы характеристика $u_1 = f(\theta_x)$ была линейной то этот угол был бы постоянным и выполнялось соотношение (9-17). Однако у реальной характеристики (см., например, рис. 9-2) величина $\operatorname{tg}\delta$ может меняться в весьма больших пределах и даже изменять знак (при наличии падающей ветви характеристики), а изменение знака может вызвать потерю устойчивости регулирования.

Действительно, изменение знака напряжения u_{2x} на обратный по сравнению с требуемым при отсутствии инерционности в последующих звеньях обязательно привело бы к отклонению руля в сторону, противоположную требуемой. Влияние переходных процессов, возникающих вследствие инерционности последующих звеньев, усложняет эту картину, но и в этом случае возможна полная потеря устойчивости управления. Поэтому в большинстве случаев использование падающего участка характеристики $u_1 = f(\theta_x)$ оказывается совершенно недопустимым.

То предельное значение угла θ_m, при котором происходит переход к падающей части характеристики (рис. 9-2), называется обычно устойчивым углом зрения измерительной системы.

Полезным углом зрения θ_n измерительной системы называется то предельное значение углового отклонения θ,

при котором искажения в измерении этого отклонения и его производных еще не превышают допустимых значений.

Очевидно, при необходимости измерения не только величины Θ, но и ее производной $\frac{d\Theta}{dt}$ заведомо должно выполняться соотношение

$$\Theta_n \leqslant \Theta_m. \tag{9-19}$$

Из приведенного выше рассмотрения следует, что линейность характеристики $u_1 = f(\Theta_x)$ является требованием, обеспечивающим точность измерения угла Θ и его производных. В некоторых случаях введение нелинейности специального вида (например, ограничения по максимуму) может не ухудшить, а улучшить качество регулирования. Однако анализ способов повышения качества регулирования с помощью введения нелинейностей специального вида относится к общей теории регулирования и выходит за рамки данной книги.

Рассмотрим теперь требование непрерывности измерения угловых отклонений.

Для повышения скрытности управления весьма желательно ограничивать работу передатчиков, входящих в систему измерения угловых отклонений, таким образом, чтобы излучение производилось не непрерывно, а с большими интервалами, например несколько секунд и более. При этом, очевидно, данные о величине угла Θ будут получаться не непрерывно, а с большими интервалами времени Δt. Во многих задачах, решаемых обычно в технике радиолокации и радионавигации, допустимые значения интервала Δt достигают нескольких секунд или даже нескольких минут и более. Однако в случае радиоуправления допустимая величина интервала Δt значительно меньше. Особенно мал этот интервал в случае наведения на быстро движущиеся и маневрирующие цели. В этом случае, как указывалось в гл. 2, допустимое время запаздывания системы управления должно быть меньше секунды. Поэтому запаздывание, допустимое в системе измерения угловых отклонений, являющейся лишь одним из звеньев всей системы управления, часто не должно превышать 0,1—0,3 *сек*. Так как это запаздывание заведомо больше интервала Δt между соседними измерениями, то допустимая величина интервала Δt при наведении на быстро движущиеся и маневрирующие цели (самолеты) не должна соответственно превышать 0,05—0,2 *сек*.

Рассмотрим в заключение вопрос об угле зрения измерительного устройства. Как указывалось выше, полезным углом зрения системы $2\Theta_n$ называется угол, в пределах которого данная система измеряет угловое отклонение Θ с допустимыми искажениями (с допустимой погрешностью).

Полным углом зрения будем называть такой угол $2\varphi_n$, в пределах которого данная система излучает или принимает энергию.

Очевидно, во всех случаях имеет место соотношение

$$2\varphi_n \geqslant 2\Theta_n. \tag{9-20}$$

Так как энергия, излучаемая или принимаемая за пределами полезного угла зрения, не используется для измерения угловых отклонений и, кроме того, ухудшает помехоустойчивость и угловую разрешающую способность системы, то необходимо стремиться к возможному приближению полного угла зрения к полезному, т. е. к повышению отношения

$$\gamma = \frac{2\Theta_n}{2\varphi_n}, \tag{9-21}$$

которое можно назвать коэффициентом использования угла зрения (рис. 9-3).

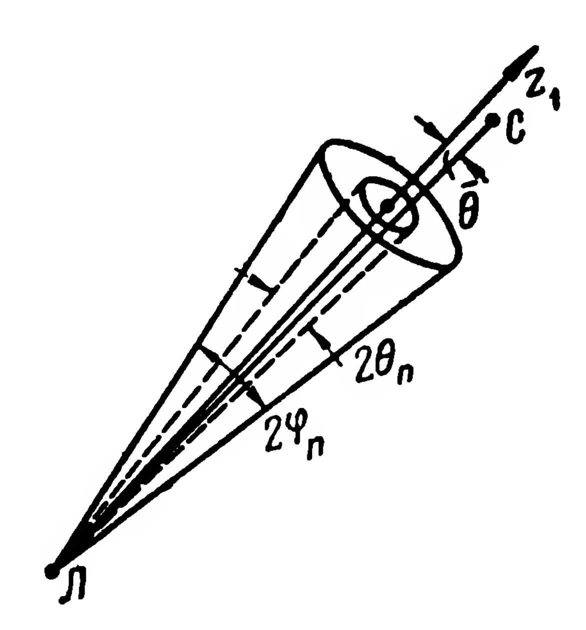


Рис. 9-3.

Очевидно, что при неизменном коэффициенте использования сужение полезного угла зрения приводит к соответствующему сужению полного угла зрения и, следовательно, к повышению дальности действия, помехоустойчивости и угловой разрешающей способности системы. Кроме того, сужение угла зрения позволяет применить остронаправленные антенны и тем самым повысить угловую чувствительность системы (см. ниже). Однако при сужении полезного угла зрения системы затрудняются ввод ракеты или цели в пределы этого угла и удержание ракеты или цели внутри этого угла (под вводом цели в пределы угла зрения здесь и далее понимается наводка угла зрения на цель, т. е. обеспечение попадания цели в пределы этого угла; под удержанием цели понимается наводка угла зрения, обеспечивающая удерживание цели внутри полезного угла зрения; термины «ввод цели» и «удержание цели» применяются лишь для краткости).

Поэтому минимально допустимая величина полезного угла зрения определяется из условий обеспечения достаточно простого и надежного ввода ракеты или цели в пределы этого угла и дальнейшего надежного удержания ракеты или цели в пределах того же угла.

При самонаведении и телеуправлении второго вида величина минимально допустимого угла зрения составляла в большинстве случаев 10—20°, т. е.

$$2\theta_{п.мин} \approx 10 \div 20°. \qquad (9\text{-}22)$$

При телеуправлении первого вида для обеспечения достаточно простого и надежного ввода ракеты в пределы полезного угла зрения требовались в ряде случаев весьма большие значения этого угла:

$$2\theta_{п} \approx 30 \div 60°. \qquad (9\text{-}23)$$

С другой стороны, для надежного удержания ракеты в пределах полезного угла зрения на конечном участке траектории, когда ракета далека от *КП*, достаточна гораздо меньшая величина этого угла, например

$$2\theta_{п} \leqslant 3 \div 5°. \qquad (9\text{-}24)$$

Так как при большом удалении ракеты от *КП* требуются наибольшая дальность, точность и помехоустойчивость системы, то очевидно, что в конце наведения ракеты на цель угол зрения должен выбираться минимально возможным, т. е. в соответствии с соотношением (9-24). В начале наведения угол зрения, наоборот, должен быть значительно шире и удовлетворять соотношениям (9-23). Поэтому в системах телеуправления первого вида применяется в ряде случаев скачкообразное или плавное изменение угла зрения в процессе полета ракеты: вначале угол зрения устанавливается наибольшим, а в процессе дальнейшего полета ракеты производится сужение этого угла.

В ряде случаев предел уменьшению полезного угла зрения ставится не условиями ввода или удержания ракеты или цели, а конструктивными соображениями (например, невозможностью получить очень узкую диаграмму направленности).

9-2. СПОСОБЫ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВЫХ ОТКЛОНЕНИЙ

Для измерения угловых отклонений, как и для измерения угловых координат, может, вообще говоря, применяться любой из известных методов пеленгации, применяемых в радионавигации и радиолокации: метод равносигнальной зоны, пеленгация по максимуму, пеленгация по минимуму и др. Однако для измерения угловых отклонений при радиоуправлении наиболее широко применялся метод равносигнальной зоны. Это объясняется тем, что метод равносигнальной зоны позволяет обычно наилучшим образом удовлетворить всем перечисленным выше основным требованиям, тогда как остальные методы, хорошо удовлетворяя одним из требований, плохо или совсем не удовлетворяют ряду других основных требований. Поэтому, в системах, применявшихся в прошлую войну, основным методом измерения угловых отклонений являлся метод равносигнальной зоны. Этот метод, как известно, основан на сравнении сигналов, принятых несколькими антеннами или одной антенной, но при различных положениях ее диаграммы направленности.

Как указывалось выше, равносигнальная зона (РСЗ) может быть пространственной или плоской. Очевидно, плоская РСЗ является частным случаем пространственной, а комбинация двух плоских РСЗ, позволяющих измерять отклонения Θ_x и Θ_y соответственно, образует пространственную РСЗ.

Однако пространственная РСЗ может быть образована не только путем комбинации двух плоских РСЗ, но и непосредственно (см. ниже — создание РСЗ путем вращения диаграммы направленности). Равносигнальная зона (РСЗ) может быть либо приемной, либо передающей, либо приемо-передающей. Приемной РСЗ называется тогда, когда она образуется антеннами (диаграммами направленности), работающими только на прием; передающей, если она образуется антеннами (диаграммами направленности), работающими только на передачу, и наконец, приемо-передающей, если антенны работают и на передачу и на прием.

Приемная и передающая РСЗ являются по своему действию односторонними, так как они образуются при прохождении энергии через антенну лишь в одном направлении (только при приеме или только при передаче). Приемо-передающая РСЗ является двусторонней, так как она образуется прохождением энергии через одну и ту же

антенну в двух направлениях (в одном направлении — при передаче и в противоположном направлении — при приеме). Приведем несколько примеров применения различных типов РСЗ.

1. Приемные равносигнальные зоны применяются:

а) при пассивном или полуактивном самонаведении; в этом случае зона образуется угломером (пеленгатором), установленным на ракете и работающим только на прием;

б) для контроля угловых отклонений ракеты при ручном телеуправлении первого вида; в этом случае зона образуется угломером (радиовизиром), установленным на *КП* и принимающим энергию, излучаемую передатчиком, установленным на ракете.

2. Передающие РСЗ применяются при телеуправлении первого вида для образования управляющего луча, вдоль оси которого должна лететь ракета. В этом случае РСЗ образуется передающим устройством, установленным на *КП* и излучающим энергию, принимаемую радиоприемным устройством, установленным на ракете.

3. Приемо-передающие РСЗ применяются:

а) при активном самонаведении;

б) при телеуправлении первого вида для контроля за целью.

В этих случаях РСЗ образуется радиолокатором, облучающим цель и принимающим отраженные от цели сигналы. При этом прием и передача ведутся на единую (общую) антенну. Поэтому энергия проходит через эту антенну в двух направлениях.

В некоторых случаях одна и та же антенна может создавать одновременно как двустороннюю, так и одностороннюю РСЗ, как это имеет место, например, в системе телеуправления первого вида, основанной на ведении ракеты в луче радиолокатора, автоследящего за целью, и описанной в гл. 6 (см. рис. 6-10). В этом случае антенна радиолокатора выполняет одновременно две функции:

а) обеспечивает автослежение радиолокатора за целью (по направлению) благодаря облучению цели и приему отраженных от цели сигналов; при этом энергия проходит через антенну как при передаче, так и при приеме, т. е. образуется двусторонняя РСЗ;

б) обеспечивает создание управляющего луча, вдоль оси которого должна лететь ракета; при этом энергия проходит через антенну радиолокатора лишь в одном направ-

лении — от радиолокатора к ракете, т. е. образуется передающая РСЗ.

Равносигнальная зона может образовываться:

а) комбинацией нескольких неподвижных диаграмм направленности;

б) качающимися диаграммами направленности;

в) вращающейся диаграммой направленности.

В первом случае пространственная РСЗ создается обычно четырьмя неподвижными диаграммами направленности, скошенными симметрично относительно оси z_1, являющейся осью РСЗ.

Во втором случае пространственная РСЗ создается обычно качанием диаграммы направленности относительно оси z_1 в двух взаимно перпендикулярных плоскостях (z_1x_1 и z_1y_1).

В третьем случае РСЗ создается вращением диаграммы направленности, слегка скошенной относительно оси z_1, вокруг этой оси. Все эти способы рассмотрены ниже более подробно.

Наиболее часто для создания РСЗ применялись сантиметровые волны. Это объясняется тем, что на более длинных волнах для создания узких диаграмм направленности требуются слишком большие габариты антенн, мало пригодные для передвижных *КП* и совершенно неприемлемые для установки на ракете. Поэтому более длинные волны применялись лишь на стационарных установках, служащих, например, для телеуправления ракетами дальнего действия.

Применение более коротких (миллиметровых) волн ограничивалось в первую очередь возрастанием зависимости дальности действия от метеорологических условий и связанным с этим падением дальности и надежности действия систем.

Для создания РСЗ может применяться как импульсное, так и непрерывное излучение энергии. Наибольшее распространение в радиоуправлении, как и в радиолокации, в прошлую войну получило импульсное излучение. Это объясняется преимуществами импульсного излучения и в первую очередь облегчением селекции сигнала на фоне некоторых видов помех. Действительно, кроме общих для обоих видов излучения способов селекции (пространственной, скоростной, амплитудной, частотной, фазовой и др.), импульсное излучение создает возможности ряда дополнительных способов селекции: по положению импульсов (вре-

мени их прихода), длительности, частоте следования, форме импульсов и др.

Из приведенного выше обзора следует, что основным способом измерения угловых отклонений, применявшимся в системах радиоуправления, являлся способ равносигнальной зоны в диапазоне сантиметровых волн с импульсным излучением.

Ниже рассматривается несколько наиболее распространенных в прошлом способов создания равносигнальной зоны.

9-3. РАВНОСИГНАЛЬНАЯ ЗОНА С ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕМ ДИАГРАММ НАПРАВЛЕННОСТИ

Рассмотрим сначала блок-схему плоской приемной РСЗ (рис. 9-4). Антенны A_1 и A_2, имеющие диаграммы направленности *1* и *2* соответственно, поочередно подключаются к приемнику *П* при помощи высокочастотного переключателя $K_{вч}$. Выход приемника поочередно подключается к интегрирующим каскадам $ИК_1$ и $ИК_2$ низкочастотным

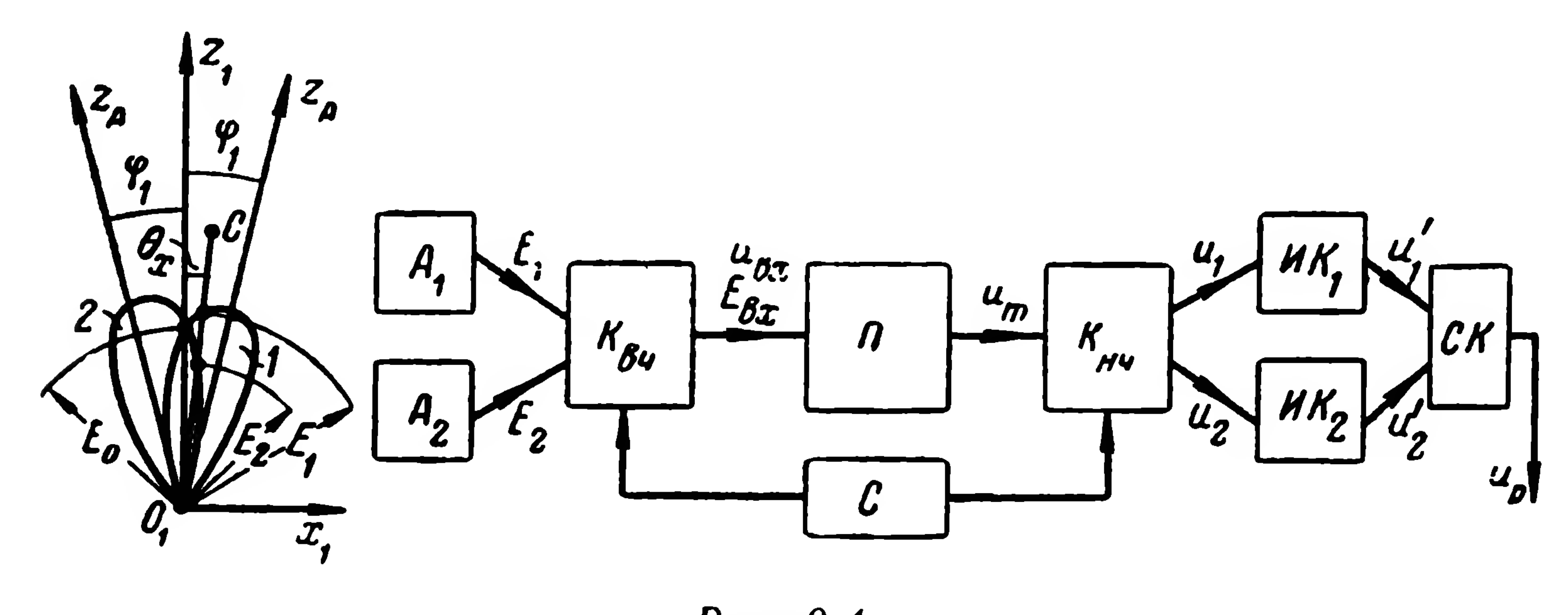


Рис. 9-4.

переключателем $K_{нч}$. Синхронизатор *С* обеспечивает синхронное действие переключателей $K_{вч}$ и $K_{нч}$. Поэтому при подключении ко входу приемника антенны A_1 выход приемника подключается к блоку $ИК_1$, а при подключении ко входу приемника антенны A_2 выход приемника подключается к блоку $ИК_2$. Переключение производится периодически с периодом $T_к$, т. е. с частотой

$$F_к = \frac{1}{T_к}. \quad (9\text{-}25)$$

Частота переключения $F_к$ должна быть настолько велика, чтобы за время переключения измеряемый угол Θ_x не мог существенно измениться, а также, чтобы запаздывание, вносимое системой измерения, было достаточно малым. Эти требования обычно выполняются, если частота $F_к$ удовлетворяет соотношению

$$F_к \geqslant 20 \div 30 \ 1/сек. \tag{9-26}$$

Переключение может осуществляться механическим или электрическим коммутатором. При механической коммутации предел увеличению частоты $F_к$ ставит обычно усложнение конструкции коммутатора. При электрической (электронной) коммутации предел увеличению частоты ставится большей частью другими факторами и в первую очередь необходимостью повышения частоты повторения импульсов сигнала (так как в противном случае число импульсов за период коммутации $T_к$ может оказаться недопустимо малым). Поэтому частота коммутации выбиралась обычно в следующих пределах:

$$F_к \approx 20 \div 30 \ 1/сек. \tag{9-27}$$

Интегрирующие каскады $ИК_1$ и $ИК_2$ производят интегрирование (суммирование) поступающих на их вход импульсов, образуя из напряжений u_1 и u_2 напряжения u_1' и u_2' соответственно. Суммирующий каскад $СК$ образует результирующее напряжение $u_р$ по простейшему закону:

$$u_р = u_1' - u_2'. \tag{9-28}$$

Так как за период $T_к$ отклонение Θ_x не успевает заметно измениться, то практически его можно считать постоянным. Тогда напряжение сигнала на входе приемника будет иметь вид, изображенный на рис. 9-5. На этом рисунке и далее приняты следующие обозначения:

$T_к$ — период коммутации;

$T_п$ — период повторения импульсов;

τ — длительность импульса;

E — амплитуда импульсов.

Амплитуда импульсов будет меняться по закону, изображенному на рис. 9-6. Среднее значение ее равно:

$$E_0 = \frac{E_1 + E_2}{2}. \qquad (9\text{-}29)$$

Максимальное и минимальное значения равны E_1 и E_2 соответственно. Амплитуда напряжения на выходе приемни-

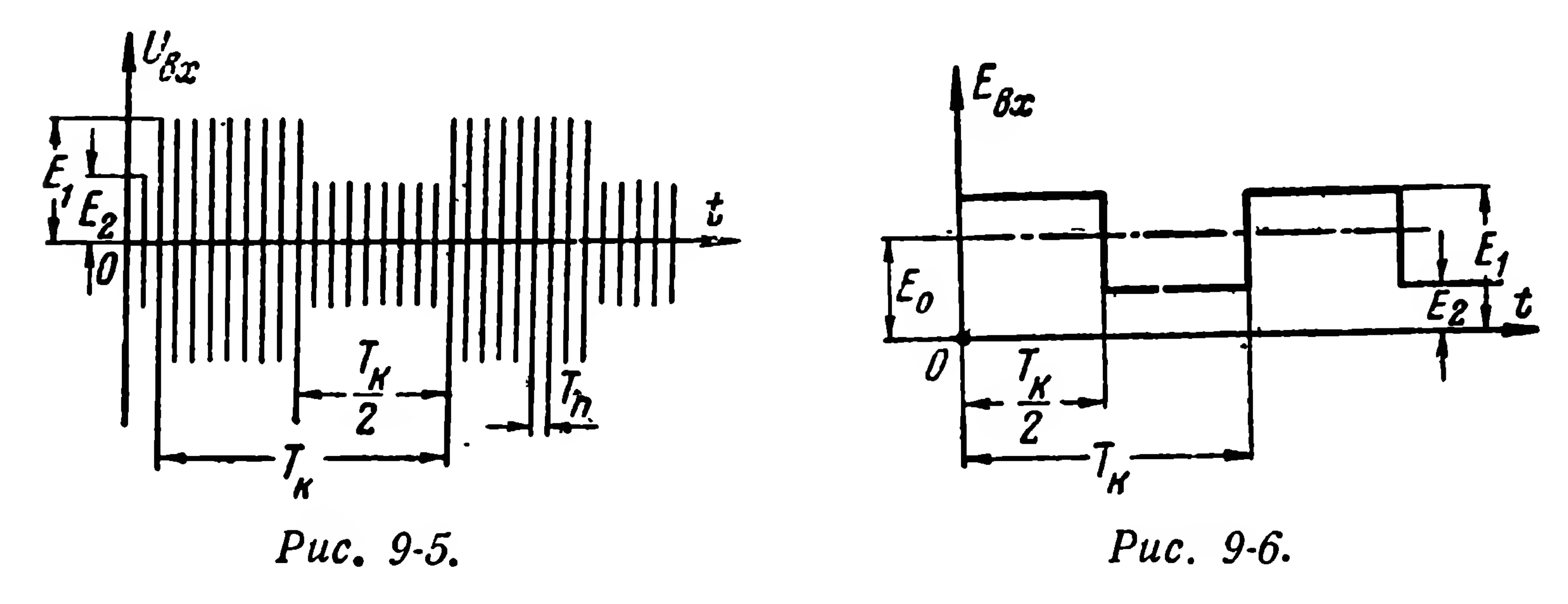


Рис. 9-5. *Рис. 9-6.*

ка u_m изменяется по закону, приведенному на рис. 9-7. При этом имеют место следующие очевидные соотношения:

$$\left.\begin{aligned} u_{m\,макс} &= KE_1; \\ u_{m\,мин} &= KE_2; \\ u_{0m} &= KE_0. \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}30)$$

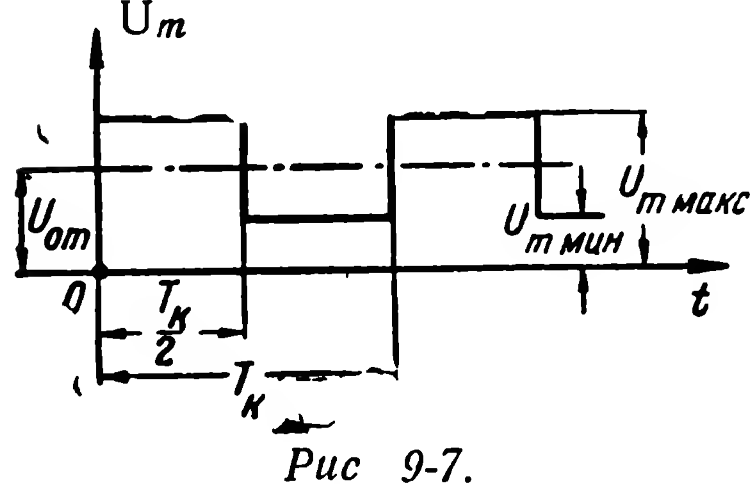


Рис 9-7.

Для устранения зависимости результата измерений от величины напряженности поля приемник имеет автоматическую регулировку усиления (АРУ), поддерживающую среднее значение амплитуды u_{0m} неизменным. (В цепи АРУ имеется фильтр, срезающий частоту $F_к$ и ее гармоники, поэтому регулировка производится только по среднему значению выходной амплитуды). При идеальной регулировке величина u_{0m} получается постоянной и, следовательно, коэффициент усиления K изменяется по закону

$$K = \frac{u_{0m}}{E_0}, \qquad (9\text{-}31)$$

где $u_{0m} = \text{const}$.

Из (9-30) и (9-31) имеем:

$$\left.\begin{aligned} u_{m\,макс} &= u_{0m}\frac{E_1}{E_0}; \\ u_{m\,мин} &= u_{0m}\frac{E_2}{E_0}. \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}32)$$

Если интегрирующие каскады $ИК_1$ и $ИК_2$ имеют одинаковые коэффициенты передачи, то результирующее напряжение u_p будет равно:

$$u_p = K'(u_{m\,макс} - u_{m\,мин}), \qquad (9\text{-}33)$$

где K' — общий коэффициент передачи блоков $K_{нч}$, $ИК$ и $СК$. Из (9-32) и (9-33) получается

$$\left.\begin{aligned} u_p &= K' u_{0m}\frac{E_1 - E_2}{E_0}, \\ \text{где} \quad E_0 &= \frac{E_1 + E_2}{2}, \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}34)$$

т. е.

$$u_p = 2K' u_{0m}\frac{E_1 - E_2}{E_1 + E_2}. \qquad (9\text{-}35)$$

Пусть амплитуда напряженности поля сигнала вблизи антенн равна $\mathcal{E}$ и действующая высота антенны равна h, где

$$h = \frac{E}{\mathcal{E}}; \qquad (9\text{-}36)$$

E — амплитуда напряжения, наведенного в антенну. Действующая высота h является функцией угла φ между текущим направлением и направлением максимума диаграммы, т. е.

$$h = f(\varphi). \qquad (9\text{-}37)$$

В общем случае антенны A_1 и A_2 могут оказаться неодинаковыми, т. е.

$$h_1 = f_1(\varphi), \qquad (9\text{-}38)$$

$$h_2 = f_2(\varphi), \qquad (9\text{-}39)$$

где h_1 и h_2—действующие высоты антенн A_1 и A_2 соответственно.

Из рис. 9-4 следует, что

$$E_1 = \mathcal{E} f_1(\varphi_1 - \Theta_x); \; E_2 = E f_2(\varphi_1 + \Theta_x), \quad (9\text{-}40)$$

где φ_1 — скос диаграммы, т. е. угол между направлением z_A максимума диаграммы и осью равносигнальной зоны z_1. При малых угловых отклонениях Θ_x функции $f_1(\varphi_1 - \Theta_x)$ и $f_2(\varphi_1 + \Theta_x)$ можно разложить ряды по степеням Θ_x и пренебречь членами ряда, содержащими Θ_x в степени выше первой. Тогда получим:

$$\left. \begin{aligned} f_1(\varphi_1 - \Theta_x) &= f_1(\varphi_1) - f_1'(\varphi_1)\Theta_x; \\ f_2(\varphi_1 + \Theta_x) &= f_2(\varphi_1) + f_2'(\varphi_1)\Theta_x. \end{aligned} \right\} \quad (9\text{-}41)$$

Полагая далее антенны A_1 и A_2 идентичными, получим из формул (9-35) и (9-40):

$$u_p = 2K' u_{0m} \frac{f(\varphi_1 - \Theta_x) - f(\varphi_1 + \Theta_x)}{f(\varphi_1 - \Theta_x) + f(\varphi_1 + \Theta_x)}. \quad (9\text{-}42)$$

При малых отклонениях справедливы соотношения (9-41) и выражение (9-42) принимает вид:

$$u_p = -2K' u_{0m} \frac{f'(\varphi_1)}{f(\varphi_1)} \Theta_x, \quad (9\text{-}43)$$

т. е. выходное напряжение пропорционально измеряемой величине Θ_x, где коэффициент пропорциональности является постоянной величиной. При выводе этого соотношения мы

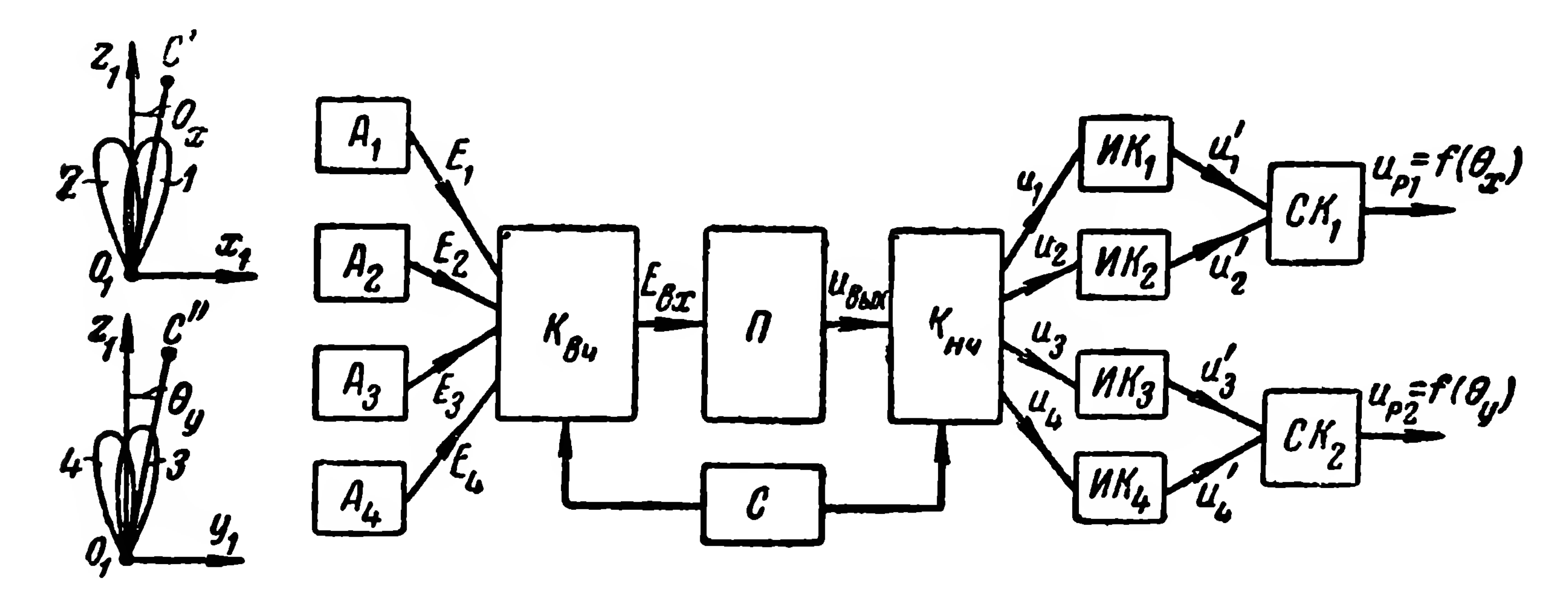


Рис. 9-8.

полагали антенны и интегрирующие каскады идентичными. Различие в коэффициентах передачи этих элементов будет вызывать ошибку.

Пространственная РСЗ может быть образована комбинацией двух плоских РСЗ, как показано на рис. 9-8.

9-4. РАВНОСИГНАЛЬНАЯ ЗОНА С КАЧАНИЕМ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ

Рассмотрим действие такой РСЗ на примере плоской передающей РСЗ. Равносигнальная зона образуется качанием диаграммы направленности антенны передатчика *П* (рис. 9-9) в пределах заданного угла зрения γ и предназначена для измерения угловых отклонений ракеты Θ_x от плоскости z_1y_1 этой равносигнальной зоны (очевидно, ось y_1 перпендикулярна осям z_1 и x_1, т. е. плоскости чертежа).

Пусть диаграмма направленности вращается по часовой стрелке равномерно с угловой скоростью Ω_1, а затем, достигнув крайнего правого положения (направления *OB*), весьма быстро, т. е. практически скачком, возвращается в крайнее левое положение (направление *OA*), затем снова вращается по часовой стрелке со скоростью Ω_1 и далее периодически повторяет такое движение с периодом $T_к$

Тогда можно полагать

$$\gamma = \Omega_1 T_к, \tag{9-44}$$

где $T_к$ — период качания диаграммы.

Частота качания, т. е. число качаний в секунду, равна:

$$F_к = \frac{1}{T_к}. \tag{9-45}$$

Частота качания выбирается из тех же соображений, что и частота коммутации $F_к$ в системе с переключением диаграммы направленности [см. соотношения (9-26) и (9-27)], и обычно равна:

$$F_к \approx 20 \div 30 \text{ гц}. \tag{9-46}$$

Передатчик излучает импульсы длительностью τ с периодом повторения $T_п$ (рис. 9-10). В тот момент, когда ось z_A диаграммы направленности проходит через плоскость z_1y_1 (рис. 9-9), излучается контрольный импульс *КИ*, кото-

рый чем-либо отличается от остальных импульсов, например имеет бо́льшую длительность, как показано на рис. 9-10.

За время излучения одного импульса, т. е. за период повторения $T_п$, диаграмма поворачивается на угол α, который определяется следующим очевидным соотношением:

$$\alpha = \gamma \frac{T_п}{T_к}. \qquad (9\text{-}47)$$

Как будет видно из дальнейшего, необходимо, чтобы величина этого угла была постоянна во времени, т. е. чтобы число импульсов, излучаемых за период качания $T_к$, было неизменным. Это означает, что должно выполняться условие

$$\frac{T_п}{T_к} = \text{const}. \qquad (9\text{-}48)$$

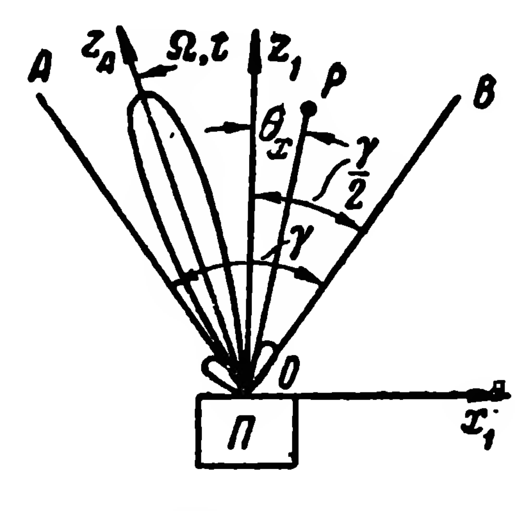


Рис. 9-9.

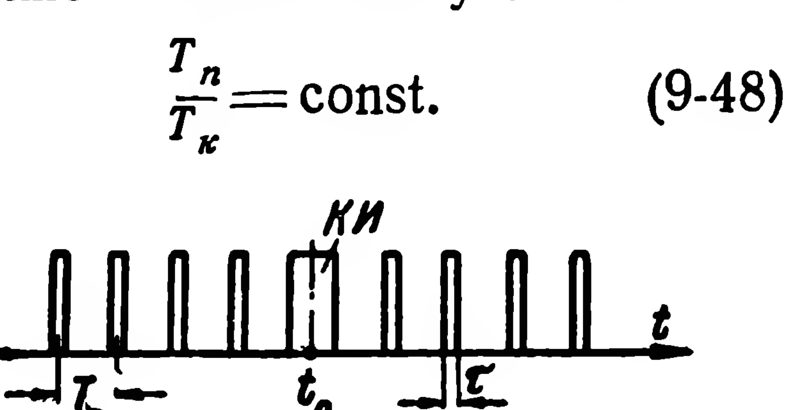


Рис. 9-10.

Для выполнения этого условия необходимо, очевидно, синхронизировать излучение импульсов с качанием диаграммы.

На ракете ставится приемное устройство, обеспечивающее прием импульсов описанного выше передатчика.

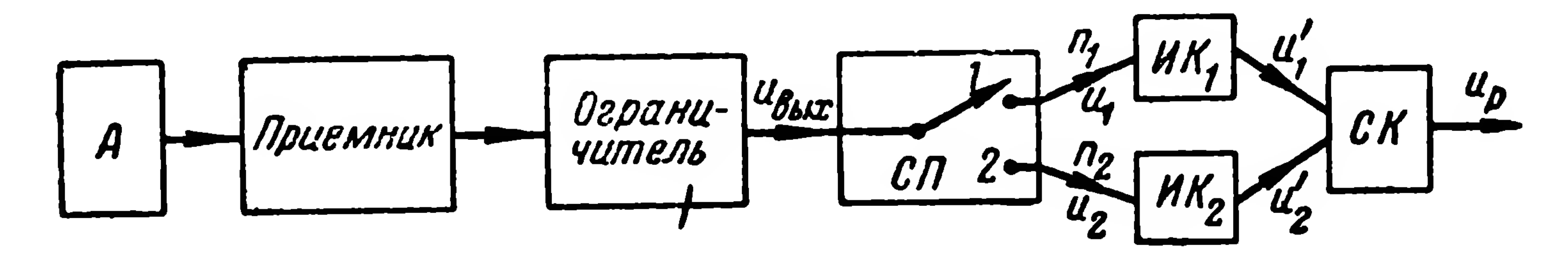


Рис. 9-11.

Блок-схема этого приемного устройства приведена на рис. 9-11. Устройство состоит из антенны *А*, приемника, ограничителя, синхронного переключателя *СП*, интегрирующих каскадов $ИК_1$ и $ИК_2$ и суммирующего каскада *СК*. Выходное напряжение $u_р$ должно являться мерой углового отклонения ракеты Θ_x.

Ограничитель в общем случае может осуществлять ограничение по минимуму и по максимуму. Ограничение по минимуму, кроме общего повышения помехоустойчивости приемника, является необходимым для устранения влияния боковых лепестков диаграммы направленности. Диаграмма направленности передатчика изображена на рис. 9-12, *а* и *б* в полярных и декартовых координатах соответственно. Пусть порог ограничения по минимуму соответствует уровню E_0 на этой диаграмме. Это означает, что излучение, соответствующее более низким уровням, в том числе излучение всех боковых лепестков, не будет проходить на выход приемного устройства. Следовательно, рабочей частью диаграммы направленности будет лишь та ее часть, которая расположена выше уровня E_0, т. е. в пределах угла $2\varphi_{0г}$.

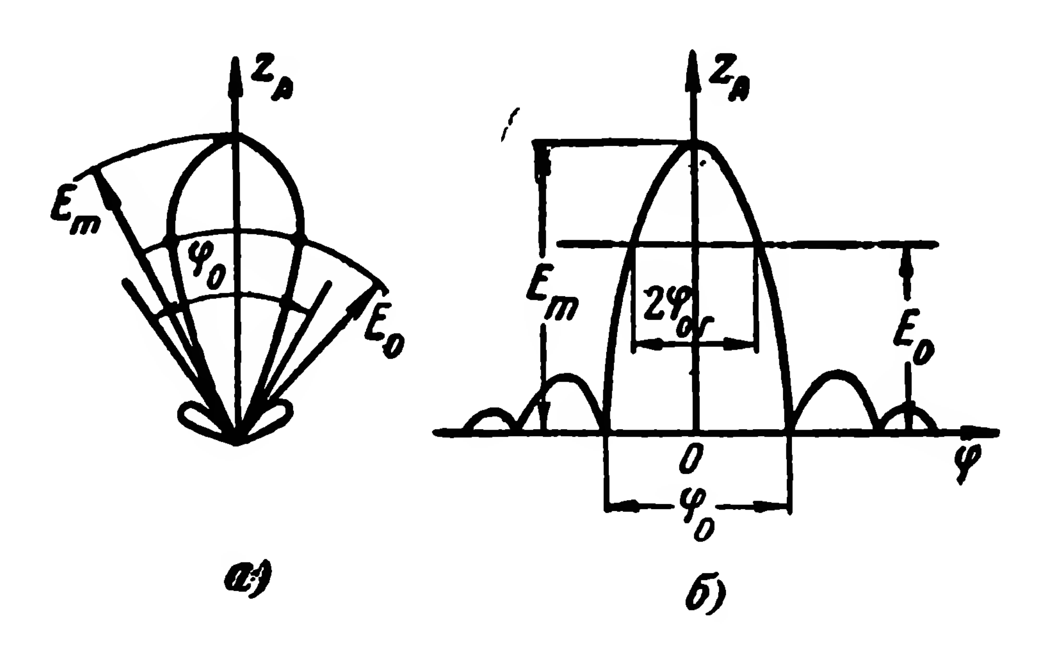


Рис. 9-12.

Синхронный переключатель *СП* производит периодическое переключение выходного напряжения ограничителя $u_{вых}$ с первого канала ($ИК_1$) во второй ($ИК_2$) и обратно.

Переключение может производиться следующим образом.

Приходящий контрольный импульс производит переключение из положения *1* в положение *2* (рис. 9-11). В положении *2* переключатель остается в течение интервала $\frac{T_к}{2}$ (где $T_к$ — период качания диаграммы), а затем автоматически возвращается в положение *1* и „ждет" прихода следующего контрольного импульса, который снова перебрасывает его в положение *2*, и т. д. (Такое переключение может быть осуществлено, например, при помощи элек-

тронного реле, управляемого контрольным импульсом.)

Так как контрольный импульс *КИ* (рис. 9-10) излучается каждый раз, когда ось диаграммы z_A совпадает с осью z_1 (рис. 9-9), то синхронный переключатель обеспечивает попадание импульсов, излученных до совпадения оси z_A с осью z_1, в первый канал ($ИК_1$), а импульсов, излученных после совпадения оси z_A с осью z_1 — во второй канал ($ИК_2$). Пусть число импульсов, попадающих в первый канал, равно n_1, а число импульсов, попадающих во второй канал, — n_2. Интегрирующие каскады $ИК_1$ и $ИК_2$ выдают напряжения u_1' и u_2', пропорциональные числу импульсов, пришедших на входы этих каскадов. Считая эти каскады идентичными, получим:

$$\left.\begin{aligned} u_1' &= K_1 n_1, \\ u_2' &= K_1 n_2, \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}49)$$

где K_1 — коэффициент передачи интегрирующего каскада.

В суммирующем каскаде напряжения u_1' и u_2' суммируются по закону

$$u_p = u_2' - u_1' \qquad (9\text{-}50)$$

Из соотношений (9-49) и (9-50) получается

$$u_p = K_1 (n_2 - n_1), \qquad (9\text{-}51)$$

т. е. результирующее напряжение u_p пропорционально разности чисел импульсов, попавших в первый и второй каналы приема.

Докажем, что описанная выше система позволяет правильно измерить угловое отклонение Θ_x. Для этого рассмотрим явления, происходящие в процессе качания диаграммы и иллюстрируемые рис. 9-13. Здесь диаграмма направленности и ее перемещение в процессе качания изображены для удобства не в полярных, а в декартовых координатах, т. е. текущий угол φ откладывается по оси абсцисс. Диаграмма движется слева направо. В момент t_0, когда излучается контрольный импульс *КИ* (рис. 9-10), ось диаграммы направленности z_A совпадает с осью равносигнальной зоны z_1 и, следовательно, диаграмма направ-

ленности занимает в этот момент положение 3 (рис. 9-13).

Найдем число импульсов n_1, принятых приемником ракеты до этого момента времени и попавших, следовательно, в первый канал. Когда диаграмма направленности находилась левее положения 2, импульсы еще не проходили на выход приемника, так как интенсивность излучения на направлении AP, соответствующем положению ракеты, была меньше порога ограничения E_0. Следовательно, импульсы начали проходить на выход ограничителя прием-

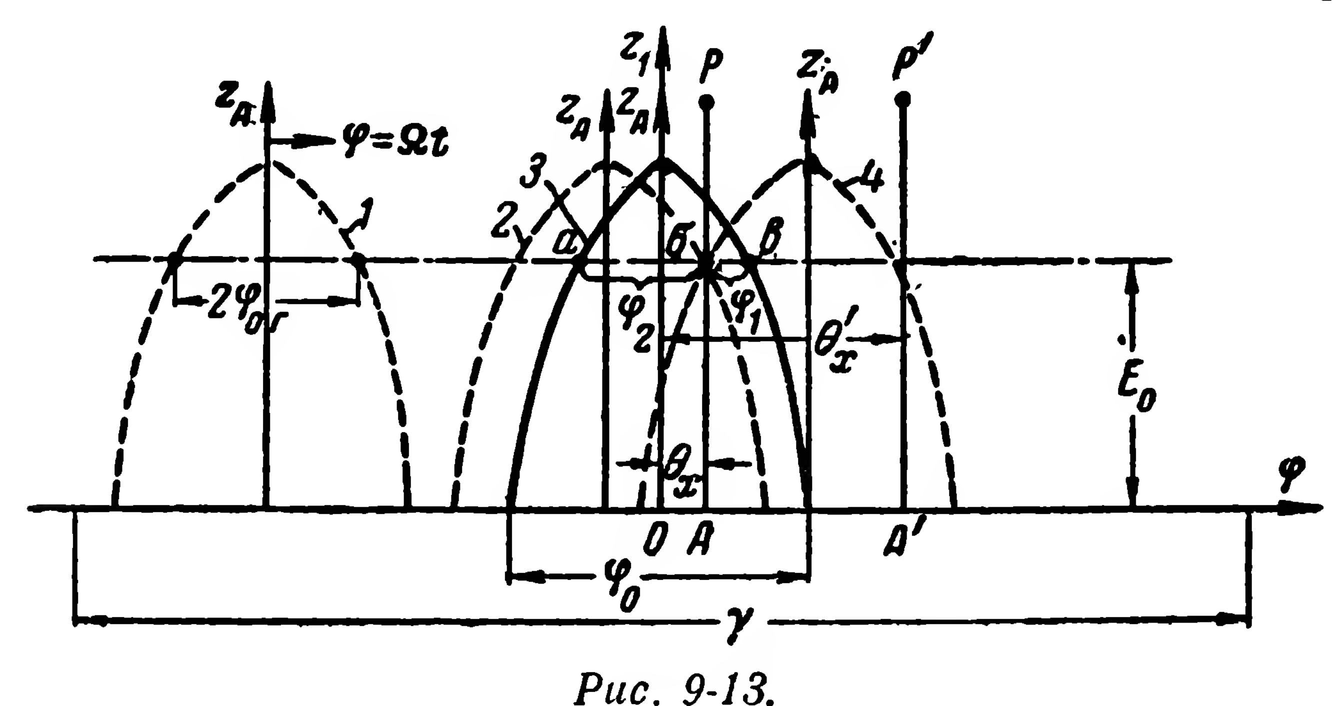


Рис. 9-13.

ника лишь с того момента времени, когда диаграмма направленности оказалась в положении 2. При этом они проходили в первый канал лишь до того момента, когда диаграмма заняла положение 3, т. е. в течение того интервала времени Δt_1, за который диаграмма повернулась на угол φ_1. Так как при повороте диаграммы на угол α излучается один импульс, то при повороте диаграммы на угол φ_1 должно быть излучено n импульсов, где:

$$n = \frac{\varphi_1}{\alpha}. \tag{9-52}$$

После того как диаграмма прошла через положение 3, был излучен контрольный импульс, переключивший выход ограничителя с первого канала во второй, и, следовательно, импульсы начали поступать во второй канал (в $ИК_2$). Поступление импульсов во второй канал прекратится после того, как диаграмма пройдет через положение 4, так как при этом энергия, излучаемая в направлении на ракету, окажется ниже порога ограничения E_0. Следовательно, импульсы будут поступать во второй канал лишь в течение того интервала времени Δt_2, за который диаграмма

переходит из положения *3* в положение *4*, т. е. поворачивается на угол φ_2.

Очевидно, излученное за это время число импульсов n_2 будет равно:

$$n_2 = \frac{\varphi_2}{a}. \tag{9-53}$$

Из рис. 9-13 следует:

$$\left.\begin{aligned} \varphi_1 &= \varphi_{0г} - \Theta_x; \\ \varphi_2 &= \varphi_{0г} + \Theta_x. \end{aligned}\right\} \tag{9-54}$$

Из соотношений (9-51)—(9-54) имеем:

$$u_p = \frac{K_1}{a} 2\Theta_x, \tag{9-55}$$

т. е. выходное напряжение приемного устройства пропорционально измеряемой величине Θ_x, где коэффициент пропорциональности $\frac{2K_1}{a}$ является величиной постоянной.

Однако соотношение (9-55) справедливо лишь при не слишком больших значениях отклонения Θ_x, а именно при

$$|\Theta_x| \leqslant \varphi_{0г}. \tag{9-56}$$

Действительно, пусть условие (9-56) не выполняется, т. е. ракета находится, например, в точке P' (рис. 9-13), соответствующей отклонению Θ_x', превышающему величину $\varphi_{0г}$. Тогда импульсы начнут проходить на выход приемника лишь после того, как диаграмма направленности пройдет через положение *3*, т. е. после излучения контрольного импульса. Поэтому все импульсы, принятые приемным устройством ракеты, попадут во второй канал и будут иметь место следующие соотношения:

$$n_1 = 0; \quad n_2 = \frac{2\varphi_{0г}}{a}. \tag{9-57}$$

Поэтому получится

$$u_p = K_1 \frac{2\varphi_{0г}}{a}, \tag{9-58}$$

т. е. выходное напряжение u_p не будет зависеть от величины θ_x. Нетрудно убедиться, что в другом крайнем случае, а именно при

$$\theta_x < -\varphi_{0г},$$

будут иметь место соотношения:

$$n_1 = \frac{2\varphi_{0г}}{a}; \; n_2 = 0 \text{ и } u_p = -K_1 \frac{2\varphi_{0г}}{a} \qquad (9\text{-}59)$$

Из соотношений (9-55), (9-58) и (9-59) следует, что регулировочная характеристика системы, т. е. зависимость $u_p = f(\theta_x)$, будет в пределах угла γ описываться следующими уравнениями:

$$\left.\begin{aligned} &\text{при} \\ &-\varphi_{0г} \leqslant \theta_x \leqslant \varphi_{0г} \quad u_p = \frac{2K_1}{a}\theta_x; \\ &\text{при} \\ &\theta_x \geqslant \varphi_{0г} \qquad\qquad u_p = \frac{2K_1}{a}\varphi_{0г}; \\ &\text{при} \\ &\theta_x \leqslant -\varphi_{0г} \qquad\quad u_p = -\frac{2K_1}{a}\varphi_{0г}. \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}60)$$

Построенная по этим уравнениям характеристика приведена на рис. 9-14.

Если не принять никаких специальных мер, то при угловых отклонениях θ_x, превышающих величину $\varphi_{0г}$, контрольный импульс не сможет воздействовать на приемное устройство и производить необходимое управление синхронным переключателем.

Действительно, контрольный импульс излучается в тот момент, когда диаграмма направленности занимает положение *3* (рис. 9-13). Если контрольный импульс излучается при той же пиковой мощности передатчика и той же антенной, что и остальные (рабочие) импульсы, то при $|\theta_x| > \varphi_{0г}$ он не сможет пройти на выход ограничителя приемника. Поэтому для обеспечения приема контрольного импульса при любых значениях угла θ_x (в пределах заданного угла зрения γ) необходимы специальные меры, например излучение контрольного импульса дополнительным передатчиком, антенна которого имеет более широкую диаграмму направленности.

Недостатком описанной выше системы является то обстоятельство, что ее регулировочная характеристика $u_p = f(\Theta_x)$ линейна в пределах не всего заданного угла зрения γ, а лишь более узкого угла $2\varphi_{0г}$. Этот недостаток можно устранить увеличением рабочего угла диаграммы $2\varphi_{0г}$ до заданной величины γ. Однако для этого потребуется соответственно увеличить ширину главного лепестка φ_0 (см. рис. 9-12). Поэтому если желательно сохранить диаграмму направленности узкой и в то же время обеспечить линейность характеристики в пределах широкого угла зрения

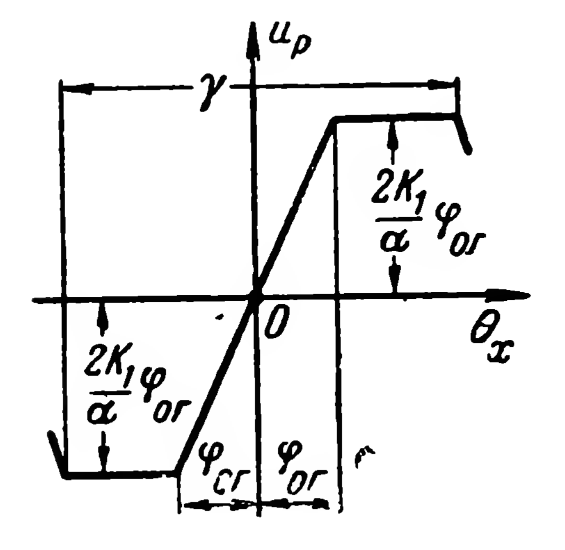


Рис. 9-14.

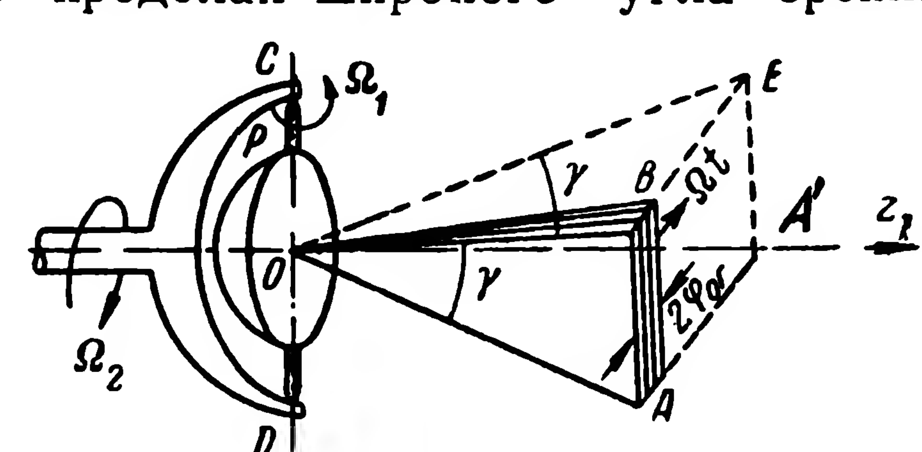


Рис. 9-15.

γ, то этого можно достигнуть лишь путем усложнения системы.

Выше был рассмотрен случай образования плоской равносигнальной зоны. Для образования пространственной РСЗ можно применить комбинацию двух плоских РСЗ с двумя раздельными антенными системами: одной антенной, обеспечивающей качание диаграммы относительно плоскости z_1y_1 (например, относительно вертикальной плоскости), и другой антенной, обеспечивающей качание диаграммы относительно плоскости z_1x_1 (например, относительно вертикальной плоскости). Однако можно заменить эти две антенны одной, обеспечивающей качание диаграммы относительно двух взаимно перпендикулярных плоскостей. Пример построения такой антенны показан на рис. 9-15.

Рефлектор P обеспечивает получение главного лепестка диаграммы в виде сектора OAB шириной $2\varphi_{0г}$ (на уровне ограничения E_0). Рефлектор вращается в подшипниках CD с угловой скоростью Ω_1 в прямом направлении и значительно большей скоростью в обратном направлении, обеспечивая тем самым качание диаграммы в пределах заданного угла γ с некоторым периодом $T_к \approx \frac{\gamma}{\Omega_1}$. Вилка,

в которой укреплены подшипники CD, периодически поворачивается вокруг оси z_1 на 90° в следующей последовательности.

Во время прямого хода диаграммы (из положения OAB в положение $OA'E$) вилка стоит неподвижно, а во время быстрого обратного хода диаграммы она поворачивается на 90°. В течение следующего прямого хода диаграммы вилка опять неподвижна а при следующем обратном ходе диаграммы вилка возвращается в исходное положение.

Пусть, например, одно положение вилки (оси CD) вертикальное, а другое — горизонтальное. Тогда при вертикальном положении вилки качание диаграммы будет обеспечивать измерение отклонений от вертикальной плоскости, т. е. измерение отклонений по азимуту ($\theta_x = \Delta з$), а при горизонтальном положении вилки— измерение отклонений по углу места ($\theta_y = \Delta\gamma$). При этом период полного обзора пространства будет примерно равен $2T_к$.

Приведенный выше анализ равносигнальной зоны с качанием диаграммы был сделан на примере приемной равносигнальной зоны. Однако очевидно, что аналогичные принципы могут быть использованы и для построения передающей или приемо-передающей равносигнальной зоны.

9-5. РАВНОСИГНАЛЬНАЯ ЗОНА С ВРАЩЕНИЕМ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ

а) Принцип образования равносигнальной зоны

Рассмотрим принцип образования такой равносигнальной зоны на примере приемной РСЗ. Блок-схема системы приведена на рис. 9-16. Антенная система A имеет диаграмму направленности $Д$, ось которой z_A скошена относительно оси равносигнальной зоны z_1 на угол φ_1. Диаграмма вращается вокруг оси z_1 с постоянной угловой скоростью Ω.

На ракете, находящейся в точке P, имеется передатчик, излучение которого принимается антенной A. Если угловое отклонение ракеты от оси z_1 достаточно мало, то, как доказано ниже, вращение диаграммы направленности вызывает модуляцию амплитуды сигнала, принятого антенной A, по закону

$$u_m(t) = u_{0m}\,[1 + m\cos(\Omega t + \varphi)], \tag{9-61}$$

где $m = \mu\theta$;

μ — постоянный коэффициент, зависящий от параметров антенны;

φ — угол, образуемый плоскостью, в которой расположено отклонение $\overline{\Theta}$, с плоскостью z_1x_1 (см. рис. 9-1, 9-2 и 9-16).

Приемник имеет автоматическую регулировку усиления, обеспечивающую независимость выходного напряжения от среднего значения входной амплитуды сигнала u_{0m}. При

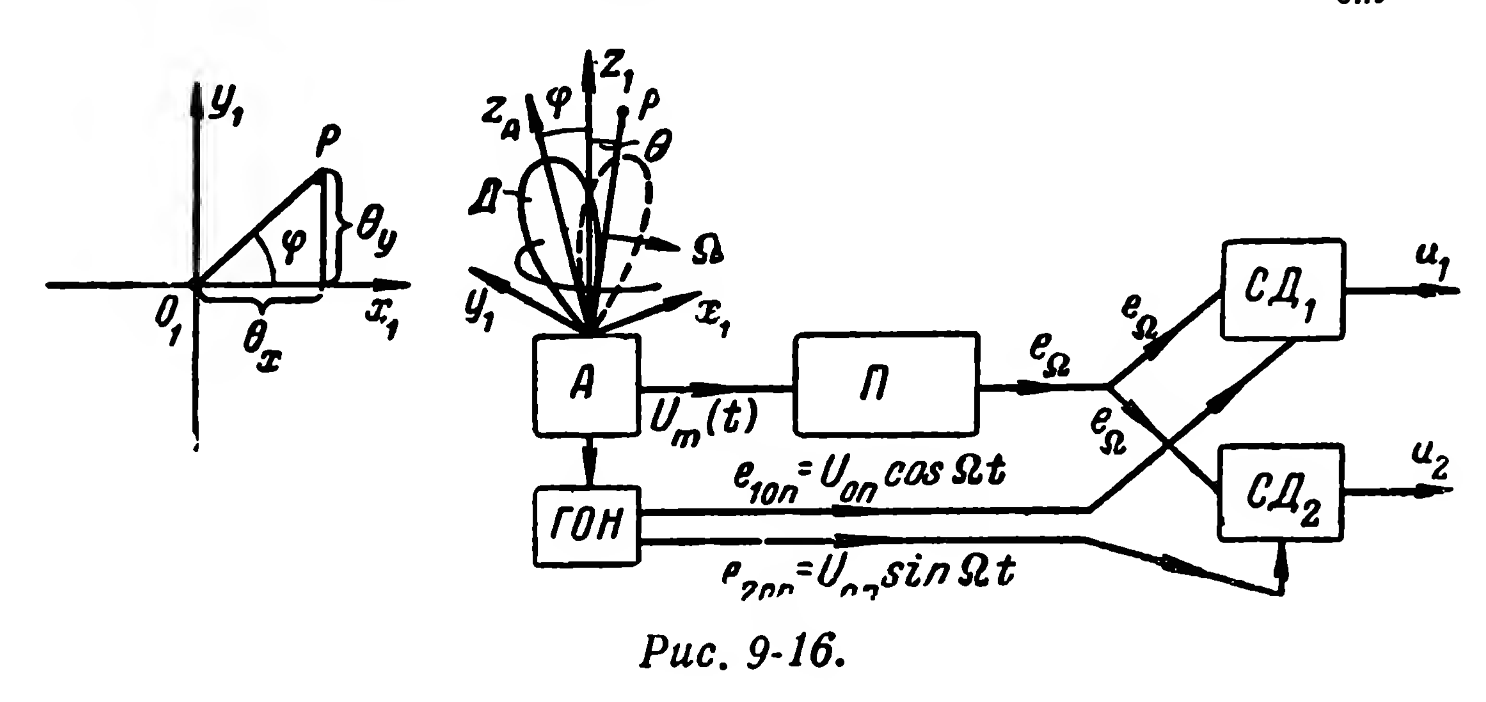


Рис. 9-16.

идеальном действии такой регулировки и отсутствии искажений напряжение e_Ω на выходе приемника будет точно воспроизводить напряжение частоты модуляции:

$$e_\Omega = Km\cos(\Omega t + \varphi), \qquad (9\text{-}62)$$

где K — постоянный коэффициент.

Это напряжение, называемое обычно сигналом ошибки, подводится к синхронным детекторам $СД_1$ и $СД_2$, на вход которых подаются, кроме того, опорные напряжения:

$$\left.\begin{aligned} e_{10п} &= U_{0п}\cos\Omega t; \\ e_{20п} &= U_{0п}\sin\Omega t. \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}63)$$

Эти опорные напряжения вырабатываются генератором опорных напряжений (*ГОН*), вращающимся синхронно с вращением диаграммы направленности. Вместо генератора синусоидальных опорных напряжений и электронных синхронных детекторов часто применяются механические коммутаторы, переключаемые синхронно с вращением диаграммы. Однако в дальнейшем для простоты и конкретности рассматривается лишь вариант, изображенный на рис. 9-16.

В результате сопоставления сигнала ошибки с опорными напряжениями синхронные детекторы вырабатывают напряжения u_1 и u_2, являющиеся мерой компонент Θ_x и Θ_y углового отклонения $\overline{\Theta}$. Электронные синхронные детекторы (т. е. детекторы на электронных лампах) могут иметь разнообразные схемы и конструкции. Для пояснения принципа их действия достаточно рассмотреть простейшую схему синхронного детектора (рис. 9-17,*а*).

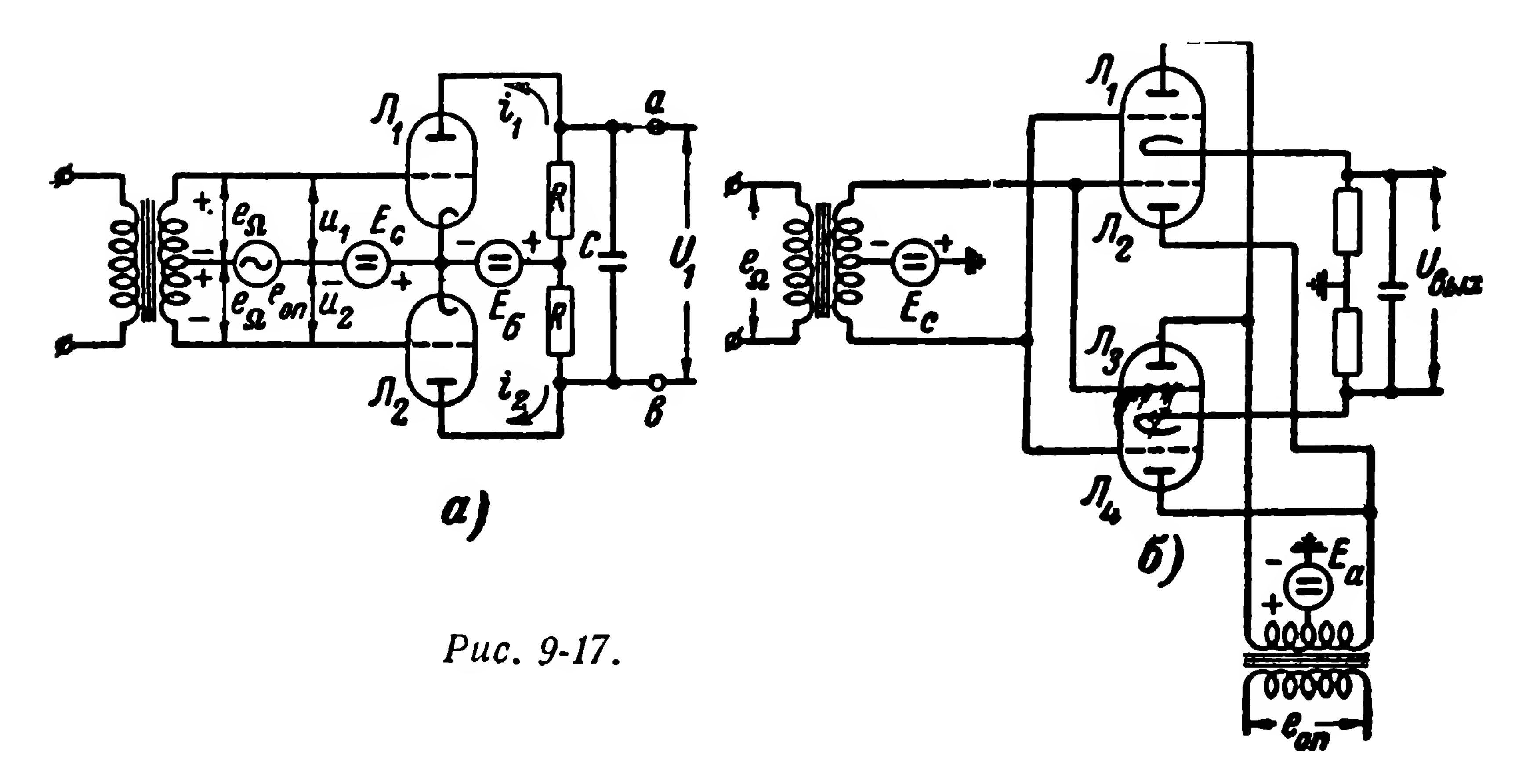


Рис. 9-17.

К сеткам ламп $Л_1$ и $Л_2$ подводятся опорное напряжение $e_{оп}$ и сигнал ошибки e_Ω, причем опорное напряжение подводится синфазно, а сигнал ошибки — противофазно. Поэтому результирующие переменные напряжения на сетках ламп будут:

$$\left.\begin{aligned} u_1 &= e_{оп} + e_\Omega; \\ u_2 &= e_{оп} - e_\Omega. \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}64)$$

Если лампы $Л_1$ и $Л_2$ одинаковы, то при относительно малых сопротивлениях нагрузок ($R \ll R_i$) анодные токи этих ламп можно записать следующим образом:

$$\left.\begin{aligned} i_1 &= I_a + au_1 + bu_1^2; \\ i_2 &= I_a + au_2 + bu_2^2. \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}65)$$

[высшими степенями разложения характеристик $i = f(u)$ для простоты пренебрегаем].

Предположим сначала, что емкость C в схеме на рис. 9-17 равна нулю. Тогда выходное напряжение будет равно:

$$u_1 = i_2 R - i_1 R = R(i_2 - i_1) = R\Delta i, \qquad (9\text{-}66)$$

т. е. выходной эффект определяется разностью токов:

$$\Delta i = i_2 - i_1. \qquad (9\text{-}67)$$

Из формул (9-64), (9-65) и (9-67) получается

$$\Delta i = 2ae_\Omega + 4be_\Omega e_{on}; \qquad (9\text{-}67')$$

но

$$\left.\begin{aligned} e_\Omega &= Km\cos(\Omega t + \varphi); \\ e_{on} &= U_{on}\cos\Omega t, \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}68)$$

поэтому

$$\Delta i = 2aKm\cos(\Omega t + \varphi) + 4bKm\frac{1}{2}\cos\varphi + 4bKm\frac{1}{2}\cos(2\Omega t + \varphi).$$

Учитывая, что

$$m\cos\varphi = \mu\Theta\cos\varphi = \mu\Theta_x, \qquad (9\text{-}69)$$

получим:

$$\Delta i = 2aK\mu\Theta\cos(\Omega t + \varphi) + 2bK\mu\Theta_x + 2bK\mu\Theta\cos(2\Omega t + \varphi). \qquad (9\text{-}70)$$

Частота вращения диаграммы равна:

$$F_p = \frac{\Omega}{2\pi}. \qquad (9\text{-}71)$$

Эта частота выбирается из тех же основных соображений, что и частота коммутации $F_к$ в системах с переключением диаграммы [см. формулы (9-27) и (9-27')], а именно:

$$F_p \approx 20 \div 100 \text{ } гц.$$

Отклонения цели Θ и Θ_x являются медленными функциями времени по сравнению с функцией $\cos\Omega t$. Поэтому для выделения полезного отклонения Θ_x можно поставить после синхронного детектора фильтр со сравнительно узкой полосой пропускания ΔF ($\Delta F \leqslant 3 \div 5$ *гц*), который пропустит без больших искажений лишь полезную составляющую выражения (9-70), содержащую Θ_x, и не про-

пустит составляющих, содержащих $\Theta \cos(\Omega t+\varphi)$ и $\Theta \cos(2\Omega t+$ $+\varphi)$. Эту же роль фильтра может, в частности, выполнять и емкость C, шунтирующая нагрузку детектора (рис. 9-17,*а*).

Из сказанного следует, что можно полагать

$$u_1 = R2bK\mu\Theta_x. \tag{9-72}$$

Так как множитель $R2bK\mu$ является величиной постоянной, то напряжение u_1 на выходе синхронного детектора оказывается пропорциональным измеряемой величине Θ_x.

Из приведенного выше анализа следует, что слагаемое $2ae_\Omega$, входящее в выражение (9-67') и характеризующее прямое прохождение сигнала ошибки, не сказывается на выходном эффекте при достаточно хорошей фильтрации выходного напряжения синхронного детектора. Однако это имеет место лишь в том случае, когда сигнал ошибки e_Ω содержит лишь полезную составляющую частоты Ω и не содержит более низкочастотных составляющих.

При действии помех в напряжении e_Ω могут содержаться столь низкочастотные составляющие, что они пройдут за счет слагаемого $2ae_\Omega$ на выход и не будут отфильтрованы (см., например, действие пульсаций сигнала, описываемое ниже). Поэтому для повышения помехоустойчивости, а также для облегчения фильтрации частоты Ω желательно устранить прямое прохожденче сигнала ошибки через синхронный детектор. Этого можно достигнуть, применив вместо обычного синхронного детектора двухтактный синхронный детектор. Одна из возможных схем такого детектора приведена на рис. 9-17,*б*. Для уменьшения взаимного влияния источников сигнала ошибки и опорного напряжения напряжение сигнала ошибки и опорное напряжение подводятся к каждой лампе не к одному и тому же электроду, а к различным — к сетке и аноду. Нетрудно убедиться, что при полной симметрии этой схемы и идентичности ламп вместо выражения (9-67') получится следующее выражение для результирующего тока, определяющего выходной эффект:

$$\Delta i = Ke_\Omega e_{on}, \tag{9-67''}$$

где K — постоянный коэффициент, зависящий от параметров лампы.

Таким образом, прямое прохождение сигнала ошибки e_Ω на выход детектора оказывается устраненным.

Аналогичным образом можно доказать, что напряжение на выходе второго синхронного детектора, питаемого опорным напряжением $U_{on} \sin \Omega t$, оказывается равным:

$$u_2 = R2bK\mu\Theta_y. \tag{9-73}$$

Следовательно, при модуляции амплитуды входного сигнала по закону (9-61) выходные напряжения синхронных детекторов $СД_1$ и $СД_2$ (рис. 9-16) оказываются пропорциональными измеряемым величинам Θ_x и Θ_y, где

$$\Theta_x = \Theta \cos \varphi; \quad \Theta_y = \Theta \sin \varphi. \tag{9-74}$$

Основными преимуществами РСЗ с вращением диаграммы направленности являются ее простота и точность, благодаря наличию всего одного канала приема. Из-за этих преимуществ РСЗ с вращением диаграммы направленности применялась в системах управления наиболее часто. Поэтому этот вид РСЗ рассматривается ниже более подробно.

б) Образование сигнала ошибки

Вращение диаграммы направленности в диапазоне сантиметровых волн осуществляется обычно вращением излучателя, расположенного в фокальной плоскости параболического рефлектора. В простейшем случае таким излу-

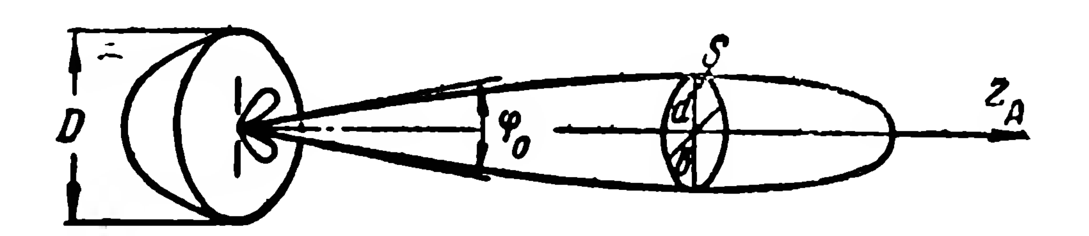


Рис. 9-18.

чателем служит диполь или щель (рис. 9-18). Поперечное сечение S главного лепестка диаграммы направленности в общем случае отличается от круга и приближается по своей форме к эллипсу с полуосями a и b. Однако отношение полуосей $\frac{a}{b}$ обычно отличается от единицы менее чем на 40%, и в первом приближении можно считать, что поперечное сечение диаграммы имеет форму круга.

При этом ширина главного лепестка φ_0 (между нулями излучения) оказывается равной:

$$\varphi_0^0 \approx 140 \frac{\lambda}{D}, \qquad (9\text{-}75)$$

где φ_0^0 — величина угла, градусы;
D — диаметр отверстия рефлектора;
λ — длина волны.

Форма диаграммы направленности в общем случае выражается уравнением

$$E = E_m f(\varphi), \qquad (9\text{-}76)$$

где E — значение амплитуды принимаемого (или излучаемого) сигнала при отклонении на угол φ от направления максимума излучения (от оси z_A);
E_m — значение амплитуды в направлении максимума излучения (рис. 9-19).

В большинстве случаев удобнее записывать уравнение диаграммы в безразмерном виде:

$$y = f(\varphi), \qquad (9\text{-}77)$$

где

$$y = \frac{E}{E_m}. \qquad (9\text{-}78)$$

При этом диаграмма направленности принимает вид, изображенный на рис. 9-20.

Функция $f(\varphi)$ может быть выражена наиболее точно через бесселевы функции. Однако чаще пользуются более простыми аппроксимациями формы диаграммы направленности, а именно*:

$$y = \frac{\sin b\varphi}{b\varphi} \qquad (9\text{-}79)$$

или

$$y = \cos a\varphi. \qquad (9\text{-}80)$$

---

* При $b\varphi > \pi$ получается $\frac{\sin b\varphi}{b\varphi} < 0$, поэтому если нас интересует амплитуда напряжения, то при $b\varphi > \pi$ следует полагать

$$y = \frac{|\sin b\varphi|}{b\varphi}. \qquad (9\text{-}79')$$

Выражение (9-79) дает хорошую аппроксимацию главного лепестка диаграммы (с погрешностью, не превышающей нескольких процентов) и более грубую аппроксимацию бо-

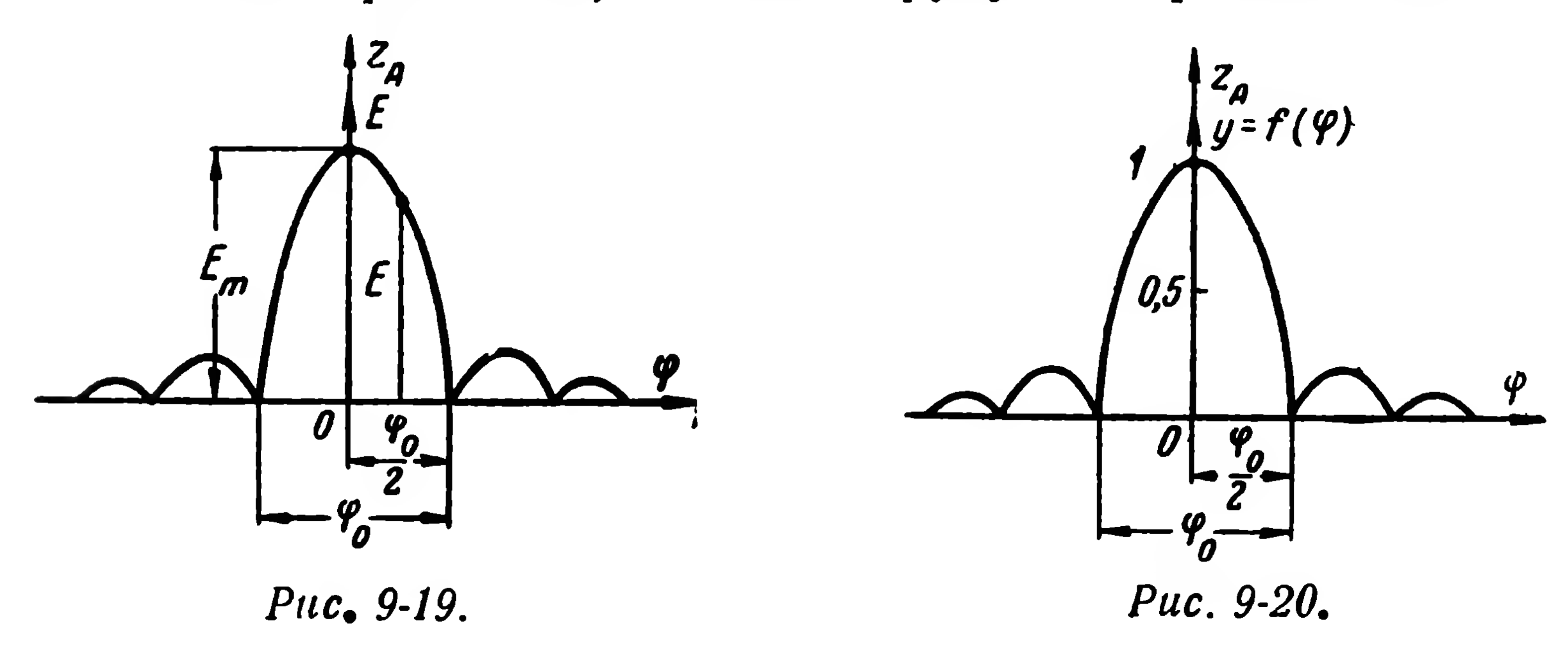


Рис. 9-19. Рис. 9-20.

ковых лепестков. Выражение (9-80) дает несколько более грубую аппроксимацию главного лепестка и несправедливо для боковых лепестков.

Коэффициенты b и a, входящие в формулы (9-79) и 9-80), определяются из того условия, что на краю главного лепестка, т. е. при $\varphi=\frac{\varphi_0}{2}$, должно быть $y=0$. При этом получается:

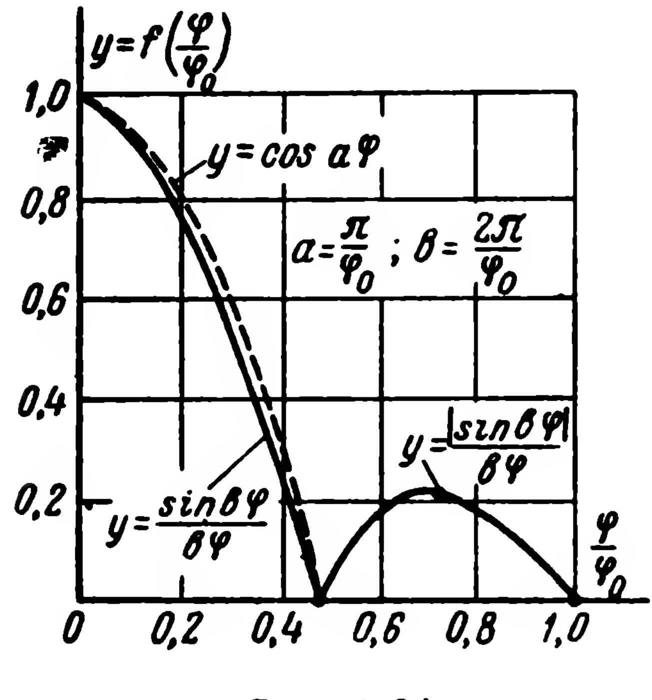


Рис. 9-21.

$$a=\frac{\pi}{\varphi_0}; \qquad (9\text{-}81)$$

$$b=\frac{2\pi}{\varphi_0}. \qquad (9\text{-}82)$$

Кривые, построенные по формулам (9-79′) и (9-80), приведены на рис. 9-21.

Скос диаграммы направленности относительно оси равносигнальной зоны достигается обычно либо асимметрированием излучателя, либо смещением его в сторону от фокуса параболоида. Так как требуемый угол скоса φ_1 обычно невелик (рис. 9-22), то скос диаграммы мало влияет на ее форму и в первом приближении можно аппроксимировать скошенную диаграмму теми же уравнениями (9-79) и (9-80).

В декартовых координатах скошенная диаграмма имеет вид, изображенный на рис. 9-23. (Точнее говоря, на

рис. 9-23 изображено сечение диаграммы плоскостью, проходящей через ось вращения z_1 и направление максимума диаграммы z_A.)

Для точного анализа процесса модуляции, вызываемой вращением диаграммы, необходимо было бы рассмотреть пространственный случай, т. е. учесть, что диаграмма направленности является пространственным телом, и проанализировать зависимость амплитуды принимаемого сигнала E от времени в течение всего периода вращения диаграммы. Однако такой анализ является весьма громоздким.

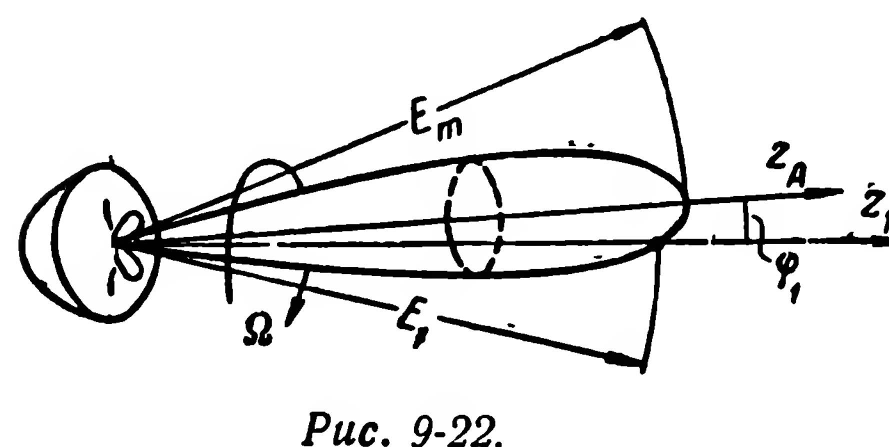


Рис. 9-22.

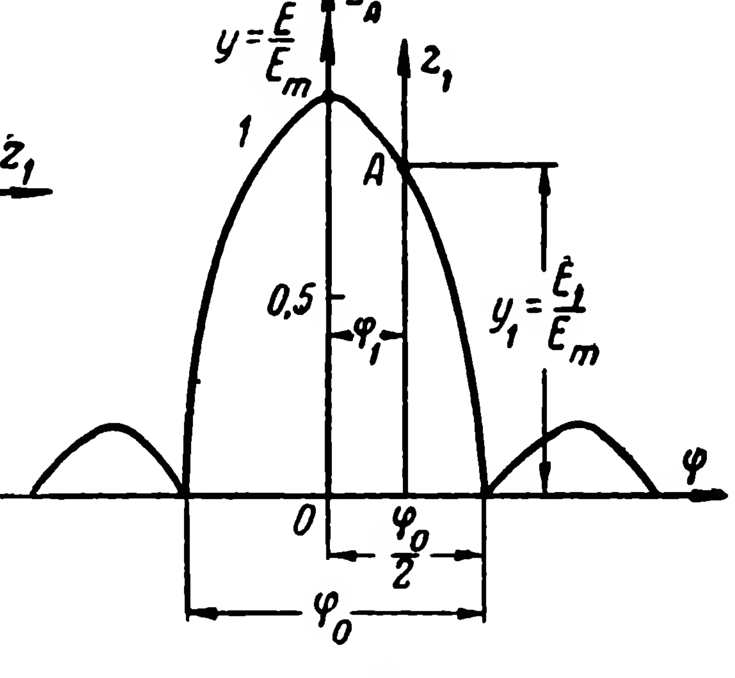


Рис. 9-23.

Поэтому ниже дается лишь приближенный анализ, основанный на рассмотрении явлений лишь в двух крайних положениях диаграммы (рис. 9-24).

Плоскость чертежа проведена через ось равносигнальной зоны z_1 (ось вращения) и направление на ракету P (ось AP). Поэтому угловое отклонение $\overline{\Theta}$ расположено в плоскости чертежа.

Положения *1* и *2* диаграммы направленности соответствуют моментам времени, когда ось z_A диаграммы совпадает с плоскостью чертежа, т. е. с плоскостью, в которой расположено угловое отклонение $\overline{\Theta}$. Очевидно, интервал между этими моментами времени равен половине периода вращения диаграммы $\left(\frac{T}{2}\right)$. В положении *1* относительная амплитуда принимаемого сигнала y минимальна и равна $y_{мн}$, а в положении *2* она максимальна и равна $y_{макс}$.

Интервал времени между максимумом и минимумом амплитуды равен $\frac{T}{2}$, а период кривой $y(t)$ — периоду вращения диаграммы, T.

Анализ рис. 9-24 позволяет точно определить лишь положение максимумов и минимумов кривой $y(t)$ (точек a, b, c, d и т. д.) и не позволяет найти положение промежуточных точек (например, точки e). [Для точного определения формы кривой $y(t)$ необходим упомянутый выше ана-

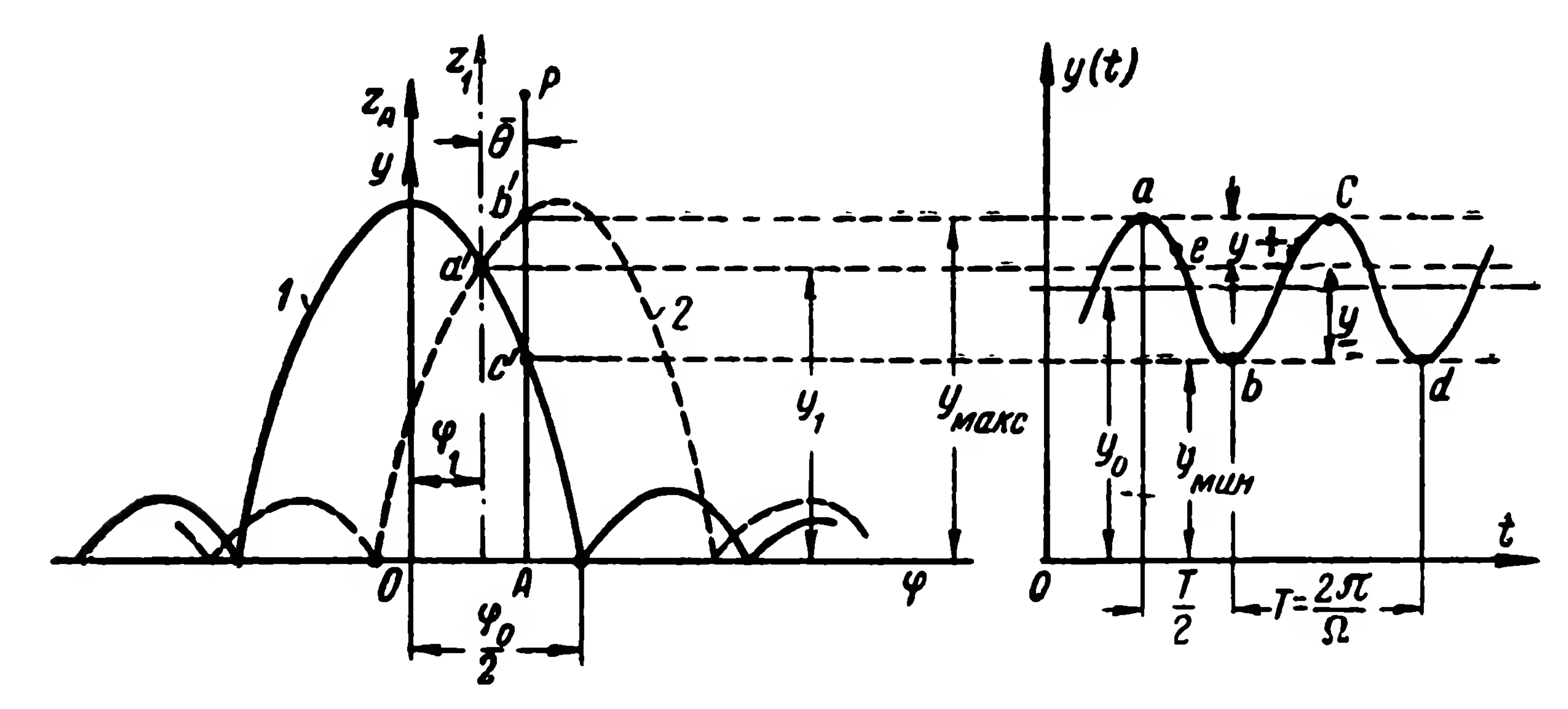


Рис. 9-24.

лиз пространственного случая.] Однако уже из рассмотрения рис. 9-24 можно сделать следующие заключения о виде функции $y(t)$:

1. $y(t)$ является периодической функцией с периодом T.

2. $y(t)$ является плавной кривой, максимумы и минимумы которой равны $y_{макс}$ и $y_{мин}$ соответственно и разделены интервалом $\frac{T}{2}$.

3. При малых отклонениях Θ положительная и отрицательная полуволны, отсчитываемые от уровня y_1, имеют одинаковые амплитуды:

$$\underset{+}{y}=\underset{-}{y}, \tag{9-83}$$

где

$$\left.\begin{aligned} \underset{+}{y}&=y_{макс}-y_1; \\ \underset{-}{y}&=y_1-y_{мин}. \end{aligned}\right\} \tag{9-84}$$

4. При больших отклонениях Θ отрицательная полуволна имеет бо́льшую амплитуду, чем положительная

$$\underset{-}{y}>\underset{+}{y}. \tag{9-85}$$

На основании рассмотрения указанных свойств функции $y(t)$ естественно предположить, что при малых отклонениях Θ она близка к виду:

$$\left.\begin{aligned} y(t) &= y_1 + y_\Omega \cos \Omega t, \\ \text{где} \quad y_\Omega &= \frac{y_{макс} - y_{мин}}{2}, \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}86)$$

а момент $t=0$ соответствует совпадению диаграммы с положением *2* (рис. 9-24). Более строгий анализ пространственного случая подтверждает, что при достаточно малых отклонениях Θ модуляция действительно синусоидальна и описывается выражением (9-86).

При больших отклонениях Θ модуляция делается несинусоидальной, причем из высших гармоник наиболее интенсивной является вторая. Такой характер кривой $y(t)$ позволяет применять следующие формулы для определения постоянной составляющей кривой y_0 и амплитуды первой гармоники y_Ω:

$$\left.\begin{aligned} y_0 &= \frac{y_{макс} + y_{мин}}{2}; \\ y_\Omega &= \frac{y_{макс} - y_{мин}}{2}. \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}87)$$

Эти соотношения точны лишь при весьма малых угловых отклонениях ($\Theta \to 0$), но дают удовлетворительное приближение и при конечных величинах этих отклонений.

Вредное действие, вызванное наличием высших гармоник в кривой модуляции, можно значительно ослабить, так как эти гармоники достаточно сильно отличаются по частоте (в 2 раза и более) от полезной составляющей, имеющей частоту Ω.

Из соотношений (9-87) следует, что коэффициент модуляции амплитуды по первой гармонике равен:

$$m = \frac{y_\Omega}{y_0} = \frac{y_{макс} - y_{мин}}{y_{макс} + y_{мин}}. \qquad (9\text{-}88)$$

Так как диаграмма направленности описывается уравнением

$$y = f(\varphi), \qquad (9\text{-}89)$$

то из рис. 9-24 получаются следующие соотношения:

$$\left.\begin{aligned} y_{макс} &= f(\varphi_1 - \Theta); \\ y_{мин} &= f(\varphi_1 + \Theta). \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}90)$$

Поэтому выражение (9-88) можно представить в следующем виде:

$$m = \frac{f(\varphi_1 - \Theta) - f(\varphi_1 + \Theta)}{f(\varphi_1 - \Theta) + f(\varphi_1 + \Theta)}. \qquad (9\text{-}91)$$

Амплитуда сигнала ошибки на выходе приемника равна [см. формулу (9-62)]:

$$U_{\Omega} = Km, \qquad (9\text{-}92)$$

где K — величина постоянная (при наличии идеальной автоматической регулировки усиления).

Из соотношений (9-91) и (9-92) следует, что регулировочная характеристика системы $U_{\Omega} = U_{\Omega}(\Theta)$ совпадает по форме с модуляционной характеристикой $m = m(\Theta)$. Поэтому следует более подробно проанализировать выражение модуляционной характеристики (9-91).

в) Модуляционные характеристики односторонней РСЗ

Рассмотрим сначала случай малых углов Θ. Разлагая функции $f(\varphi_1 - \Theta)$ и $f(\varphi_1 + \Theta)$ в ряды по степеням Θ и пренебрегая членами высших порядков малости, получим:

$$\left.\begin{aligned} f(\varphi_1 - \Theta) &= f(\varphi_1) - f'(\varphi_1)\Theta; \\ f(\varphi_1 + \Theta) &= f(\varphi_1) + f'(\varphi_1)\Theta. \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}93)$$

Тогда выражение (9-91) принимает вид:

$$m = -\frac{f'(\varphi_1)}{f(\varphi_1)}\Theta, \qquad (9\text{-}94)$$

т. е. модуляционная характеристика при малых угловых отклонениях линейна.

Будем называть чувствительностью равносигнальной зоны величину

$$\mu = \left(\frac{m}{\Theta}\right) \qquad (9\text{-}95)$$

при $\Theta \to 0$,

которая характеризует глубину модуляции, приходящуюся на единицу углового отклонения, при малой величине этого отклонения.

Из формулы (9-95) следует, что при малых угловых отклонениях модуляционная характеристика имеет вид:

$$m = \mu\Theta. \qquad (9\text{-}96$$

Сопоставляя соотношения (9-96) и (9-94), получаем:

$$\mu = -\frac{f'(\varphi_1)}{f(\varphi_1)}, \qquad (9\text{-}97)$$

т. е. величина μ не зависит от величины отклонения Θ, а зависит лишь от формы диаграммы направленности [вида функции $y = f(\varphi)$] и угла скоса φ_1 этой диаграммы.

При малых угловых отклонениях Θ глубина модуляции амплитуды частотой вращения Ω может оказаться настолько малой, что эту полезную модуляцию нельзя выделить на фоне имеющейся в реальных системах паразитной амплитудной модуляции сигнала.

Такая паразитная амплитудная модуляция вызывается влиянием внутреннего шума приемника, нестабильностью промежуточной частоты приемника, действием внешних помех и другими паразитными факторами.

В каждой реальной системе существует некоторое минимальное значение полезной глубины модуляции $m_{мин}$, при котором полезную модуляцию еще можно выделить на фоне паразитной амплитудной модуляции. Тогда в соответствии с выражением (9-96) минимальное угловое отклонение $\Theta_{мин}$, которое может быть выделено (обнаружено, определено) системой, будет равно:

$$\Theta_{мин} = \frac{m_{мин}}{\mu}. \qquad (9\text{-}98)$$

Это минимально обнаруживаемое угловое отклонение называется угловой чувствительностью равносигнальной зоны.

Из соотношения (9-98) следует, что угловая чувствительность тем лучше (т. е. $\Theta_{мин}$ тем меньше), чем больше чувствительность μ равносигнальной зоны. Поэтому для улучшения угловой чувствительности необходимо стремиться к увеличению параметра μ.

Из формулы (9-97) и рис. 9-23 следует, что чувствительность μ равна отношению тангенса угла наклона ка-

сательной к диаграмме в рабочей точке (в точке A) к величине ординаты $y_1 = f(\varphi_1)$ соответствующей точки. Поэтому величина μ монотонно возрастает по мере опускания рабочей точки A, т. е. по мере увеличения угла скоса φ_1 $\left(\text{конечно, при } \varphi_1 < \frac{\varphi_0}{2}\right)$.

Предел увеличению скоса φ_1, кроме прочих факторов (см. ниже), ставит ухудшение использования антенны по мощности, т. е. уменьшение величины

$$\eta = y_1^2 = \left(\frac{E_1}{E_m}\right)^2, \tag{9-99}$$

где $\left(\frac{E_1}{E_m}\right)^2$ — отношение принимаемой (или излучаемой) мощности в направлении оси равносигнальной зоны z_1 к соответствующей мощности в направлении максимума приема (или излучения).

В дальнейшем будем называть параметр η к. п. д. равносигнальной зоны.

Найдем зависимость μ от φ_1 и η для случаев, когда диаграмма аппроксимируется уравнением (9-79) или (9-80). Из выражений (9-99) и (9-77) следует, что в общем случае

$$\eta = f^2(\varphi_1). \tag{9-100}$$

Рассмотрим сначала аппроксимацию вида (9-79)

$$y = \frac{\sin b\varphi}{b\varphi},$$

где

$$b = \frac{2\pi}{\varphi_0}.$$

Из формул (9-79) и (9-100) получается:

$$\eta = \left[\frac{\sin\left(\frac{2\pi\varphi_1}{\varphi_0}\right)}{2\pi\frac{\varphi_1}{\varphi_0}}\right]^2, \tag{9-101}$$

а из уравнений (9-79) и (9-97) имеем:

$$\mu = \frac{1}{\varphi_0}\cdot\frac{\varphi_0}{\varphi_1}\left[1 - \frac{2\pi\frac{\varphi_1}{\varphi_0}}{\operatorname{tg}\left(\frac{2\pi\varphi_1}{\varphi_0}\right)}\right]. \tag{9-102}$$

Для аппроксимации выражения вида (9-80), а именно

$$y = \cos \pi \frac{\varphi}{\varphi_0},$$

аналогичным путем получаются следующие соотношения:

$$\eta = \left(\cos \pi \frac{\varphi_1}{\varphi_0}\right)^2 \tag{9-103}$$

$$\mu = \frac{\pi}{\varphi_0} \sqrt{\frac{1}{\eta} - 1}. \tag{9-104}$$

На основании формул (9-101) — (9-104) на рис. 9-25 и 9-26 построены зависимости параметра μ от относительного скоса φ_1 и к. п. д. η для обоих случаев аппроксимации диа-

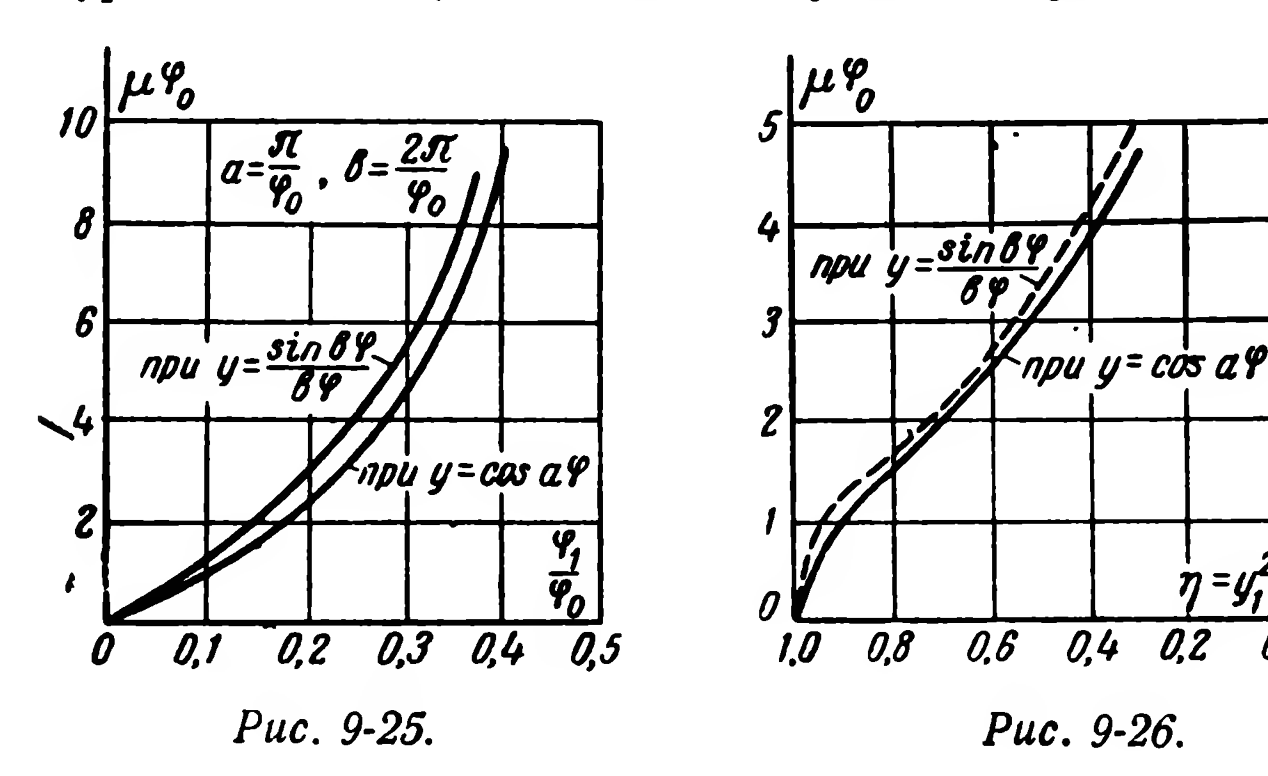


Рис. 9-25.

Рис. 9-26.

граммы. Из этих рисунков видно, что аппроксимация косинусоидой дает несколько преуменьшенные значения параметра μ.

Найдем теперь форму модуляционной характеристики $m = m(\Theta)$ при больших отклонениях Θ.

В этом случае следует пользоваться общим выражением (9-91):

$$m = \frac{f(\varphi_1 - \Theta) - f(\varphi_1 + \Theta)}{f(\varphi_1 - \Theta) + f(\varphi_1 + \Theta)}.$$

Если функция $y = f(\varphi)$ задана графически (рис. 9-23), то построить модуляционную характеристику можно с помощью рис. 9-23 следующим образом. Задавшись скосом диаграммы φ_1 $\left(\text{или } \frac{\varphi_1}{\varphi_0}\right)$, находим по кривой на рис. 9-23

(или 9-24) ординаты $f(\varphi_1 - \Theta)$ и $f(\varphi_1 + \Theta)$ для различных значений Θ и вычисляем по формуле (9-91) соответствующие значения коэффициента модуляции m.

С увеличением отклонения Θ ордината $f(\varphi_1 + \Theta)$ будет уменьшаться вплоть до такого значения Θ, при котором окажется

$$\varphi_1 + \Theta = \frac{\varphi_0}{2} \tag{9-105}$$

При этом получится $f(\varphi_1 + \Theta) = 0$ и $m = 1$.

При дальнейшем увеличении Θ начинает сказываться действие бокового лепестка (рис. 9-23) и закон модуляции резко искажается.

Из соотношения (9-105) следует, что коэффициент модуляции делается равным единице, т. е. достигает наибольшего значения, при отклонении

$$\Theta_m = \frac{\varphi_0}{2} - \varphi_1. \tag{9-106}$$

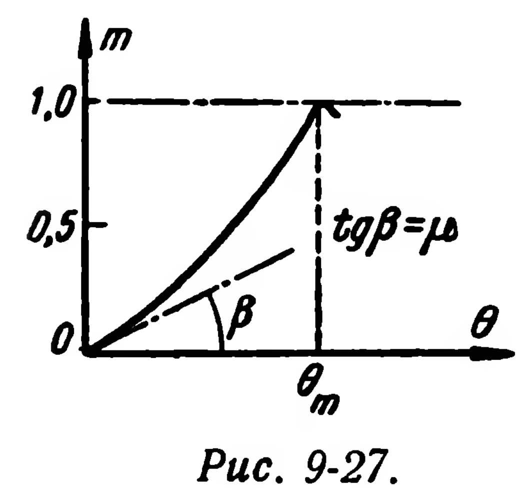


Рис. 9-27.

При $\Theta > \Theta_m$ коэффициент модуляции снова начинает уменьшаться за счет действия бокового лепестка. Следовательно, модуляционная характеристика в общем случае будет иметь вид, изображенный на рис. 9-27.

При малых отклонениях ($\Theta \ll \Theta_m$) характеристика описывается уравнением (9-96), т. е. является прямой с угловым коэффициентом

$$\operatorname{tg} \beta = \mu. \tag{9-107}$$

При увеличении Θ характеристика отклоняется от прямой и достигает наибольшего значения при $\Theta = \Theta_m$, где Θ_m определяется соотношением (9-106). При дальнейшем увеличении Θ закон модуляции начинает резко искажаться. Следовательно, угол Θ_m является полезным углом зрения равносигнальной зоны (см. рис. 9-3).

Если аппроксимировать главный лепесток диаграммы направленности уравнением (9-79) или (9-80), то подставляя эти уравнения в выражение (9-91) и производя несложные тригонометрические вычисления, можно получить следую-

щие аналитические выражения для модуляционной характеристики:

$$\text{а) при } y=\frac{\sin b\varphi}{b\varphi}, \text{ где } b=\frac{2\pi}{\varphi_0},\quad m=\frac{\frac{\theta}{\varphi_0}-\frac{\varphi_1}{\varphi_0}\cdot\frac{\operatorname{tg} b\Theta}{\operatorname{tg} b\varphi_1}}{\frac{\varphi_1}{\varphi_0}-\frac{\theta}{\varphi_0}\cdot\frac{\operatorname{tg} b\theta}{\operatorname{tg} b\varphi_1}}; \qquad (9\text{-}108)$$

$$\text{б) при } y=\cos a\varphi, \text{ где } a=\frac{\pi}{\varphi_0},\quad m=\operatorname{tg} a\varphi_1\cdot\operatorname{tg} a\theta. \qquad (9\text{-}109)$$

Очевидно, эти выражения справедливы лишь в пределах главного лепестка, т. е. при

$$\theta\leqslant\theta_m=\frac{\varphi_0}{2}-\varphi_1.$$

По формулам (9-108) и (9-109) вычислены модуляционные характеристики, изображенные на рис. 9-28 и 9-29 соответственно. Они показывают, что с увеличением относи-

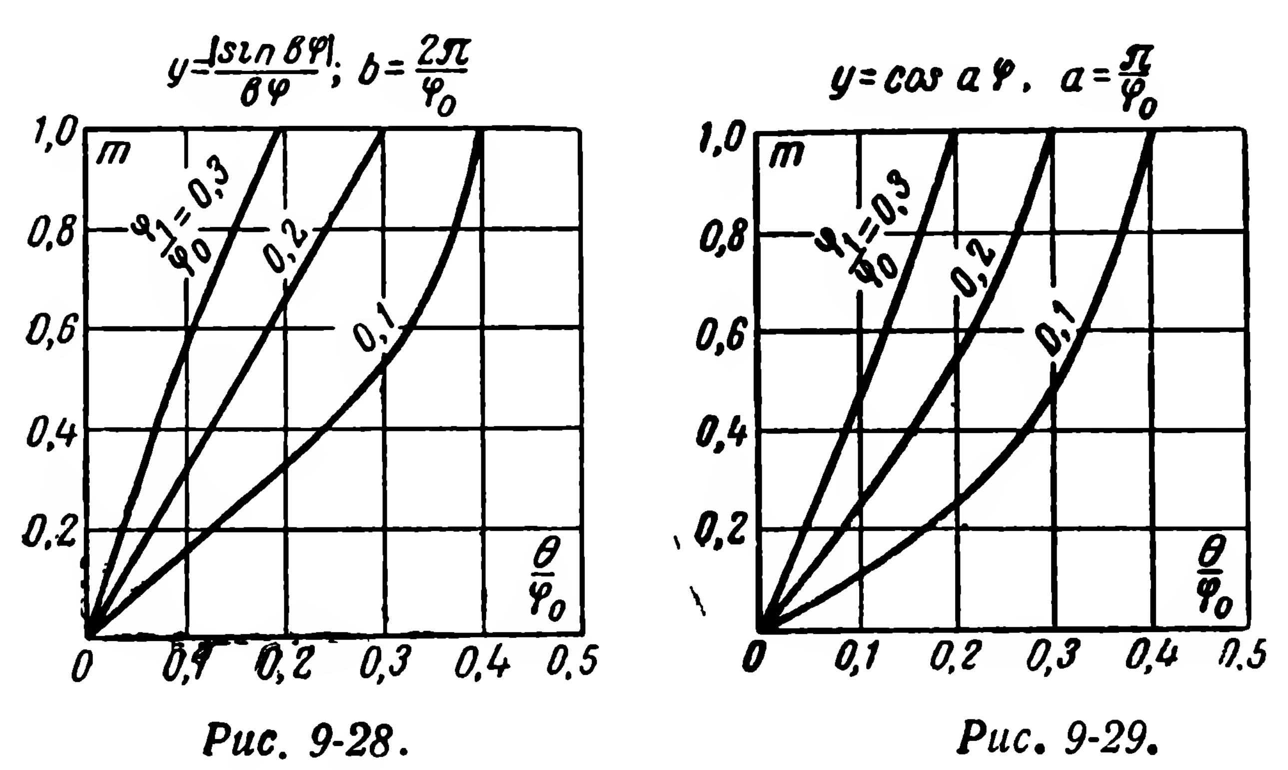


Рис. 9-28. *Рис. 9-29.*

тельного скоса $\frac{\varphi_1}{\varphi_0}$ кривые становятся более крутыми и линейными (в пределах полезного угла θ_m), но величина полезного угла θ_m при этом уменьшается.

Найдем теперь коэффициент использования равносигнальной зоны, определяемый соотношением (9-21):

$$\gamma=\frac{2\theta_n}{2\varphi_n},$$

где $2\Theta_n$ — полезный угол зрения, а $2\varphi_n$ — полный угол зрения.

В данном случае

$$\Theta_n = \Theta_m. \tag{9-110}$$

Полным углом зрения называется угол, в пределах которого рассматриваемая система излучает или принимает энергию.

Из рис. 9-23 следует, что главный лепесток диаграммы в процессе вращения охватывает угол, равный $2\varphi_1 + 2\frac{\varphi_0}{2}$ Поэтому, если пренебречь влиянием боковых лепестков, то можно считать полный угол зрения равным:

$$2\varphi_n = 2\varphi_1 + \varphi_0. \tag{9-111}$$

Так как из соотношений (9-106) и (9-110) получается

$$2\Theta_n = \varphi_0 - 2\varphi_1, \tag{9-112}$$

то коэффициент использования РСЗ равен:

$$\gamma = \frac{1 - \frac{2\varphi_1}{\varphi_0}}{1 + \frac{2\varphi_1}{\varphi_0}} \tag{9-113}$$

Следовательно, коэффициент использования увеличивается при уменьшении относительного скоса $\frac{\varphi_1}{\varphi_0}$.

г) *Выбор параметров односторонней РСЗ*

Полученные выше основные соотношения позволяют произвести выбор основных параметров диаграммы направленности — ширины главного лепестка φ_0 и его скоса φ_1.

Так как наиболее простые выражения для характеристик равносигнальной зоны получаются при косинусоидальной аппроксимации диаграммы [уравнение (9-80)], то целесообразно производить предварительный выбор параметров исходя из формул, соответствующих этой аппроксимации. Уточнение полученных соотношений может производиться либо по формулам, соответствующим аппро-

ксимации $\frac{\sin b\varphi}{b\varphi}$, либо путем графического определения соответствующих параметров.

При косинусоидальной аппроксимации справедливы соотношения (9-103), (9-104) и (9-109). Кроме того, справедливы общие соотношения (9-111) — (9-113). Поэтому основные соотношения для равносигнальной зоны имеют следующий вид:

$$\eta = \left(\frac{E_1}{E_m}\right)^2 = \left(\cos\pi\frac{\varphi_1}{\varphi_0}\right)^2 \tag{9-114а}$$

$$\mu = \left(\frac{m}{\Theta}\right)_{\Theta\to 0} = \frac{\pi}{\varphi_0}\sqrt{\frac{1}{\eta} - 1}; \tag{9-114б}$$

$$m = \operatorname{tg}\pi\frac{\varphi_1}{\varphi_0}\operatorname{tg}\pi\frac{\Theta}{\varphi_0} \tag{9-114в}$$

с увеличением $\frac{\varphi_1}{\varphi_0}$ модуляционная характеристика делается более линейной);

$$2\Theta_n = 2\Theta_m = \varphi_0 - 2\varphi_1; \tag{9-114г}$$

$$2\varphi_n = \varphi_0 + 2\varphi_1; \tag{9-114д}$$

$$\gamma = \frac{2\Theta_n}{2\varphi_n} = \frac{1 - \frac{2\varphi_1}{\varphi_0}}{1 + \frac{2\varphi_1}{\varphi_0}}; \tag{9-114е}$$

$$\varphi_0^0 = 140\frac{\lambda}{D}. \tag{9-115}$$

Из формул (9-114) видно, что все основные характеристики РСЗ зависят лишь от ширины главного лепестка φ_0 и относительного скоса этого лепестка $\frac{\varphi_1}{\varphi_0}$.

Рассмотрим сначала влияние ширины лепестка φ_0 при неизменном относительном скосе, т. е. при $\frac{\varphi_1}{\varphi_0} = \text{const}$. При этом уменьшение угла φ_0 приводит к следующим последствиям [см. соотношения (9-114)]:

1. Увеличивается чувствительность равносигнальной зоны μ и, следовательно, улучшается угловая чувствительность системы (уменьшается $\Theta_{мин}$).

2. Уменьшаются полезный угол зрения $2\Theta_п$ и полный угол зрения $2\varphi_п$. Коэффициент использования равносигнальной зоны γ при этом остается неизменным.

Кроме того, очевидно, что уменьшение ширины лепестка увеличивает дальность действия системы (за счет увеличения коэффициента усиления антенны), а уменьшение полного угла зрения улучшает угловую разрешающую способность системы и повышает ее помехоустойчивость.

Очевидно, все описанные выше последствия уменьшения угла φ_0 положительны, за исключением уменьшения полезного угла зрения $2\Theta_п$. Поэтому предел уменьшению φ_0 будет ставиться уменьшением полезного угла зрения до минимально допустимой величины. Кроме того, уменьшение угла φ_0 ограничивается конструктивными соображениями. Действительно, как следует из формулы (9-15), уменьшение φ_0 может быть достигнуто укорочением волны λ или увеличением диаметра рефлектора D. Предел уменьшению длины волны ставится в первую очередь возрастанием зависимости дальности действия системы от метеорологических условий (особенно при $\lambda < 3$ *см*). Увеличение же диаметра рефлектора ограничиваетя в первую очередь возрастанием габаритов и веса антенны.

Рассмотрим теперь влияние скоса диаграммы φ_1, при неизменной ширине лепестка, т. е. при $\varphi_0 = \text{const}$. Увеличение скоса φ_1 приводит к следующим результатам см. соотношения (9-114)]:

1. Уменьшается к. п. д. равносигнальной зоны η.
2. Увеличивается чувствительность μ.
3. Уменьшается полезный угол зрения $2\Theta_п$.
4. Увеличивается полный угол зрения $2\varphi_п$.
5. Уменьшается коэффициент использования равносигнальной зоны γ.

Очевидно, увеличение чувствительности μ является положительным фактором, а все остальные результаты — отрицательными. Поэтому при выборе величины скоса приходится искать компромиссное решение. Обычно оно имеет место при углах скоса, соответствующих

$$\eta \approx 0{,}5 \div 0{,}8. \tag{9-116}$$

При этом, как следует из соотношений (9-114), получается соответственно:

$$\varphi_1 \approx 0{,}25 \div 0{,}125\,\varphi_0; \qquad (9\text{-}117\text{а})$$

$$\mu \approx \frac{3{,}2 \div 1{,}5}{\varphi_0}; \qquad (9\text{-}117\text{б})$$

$$2\theta_п \approx 0{,}5 \div 0{,}75\,\varphi_0; \qquad (9\text{-}117\text{в})$$

$$2\varphi_п \approx 1{,}5 \div 1{,}25\,\varphi_0; \qquad (9\text{-}117\text{г})$$

$$\gamma \approx 0{,}3 \div 0{,}6. \qquad (9\text{-}117\text{д})$$

Все приведенные выше соотношения относились к односторонней (приемной или передающей) равносигнальной зоне. Ниже рассматриваются особенности, имеющие место при образовании двусторонней (приемо-передающей) РСЗ.

д) Двусторонняя равносигнальная зона

Двусторонняя РСЗ отличается от односторонней лишь тем, что энергия проходит через одну и ту же диаграмму направленности не в одном направлении, а в двух: в прямом—при излучении энергии, падающей на цель, и в обратном — при приеме энергии, отраженной от цели. При этом напряженность поля, излучаемого в направлении на цель, равна:

$$\mathscr{E}_1 = \mathscr{E}_m\, y, \qquad (9\text{-}118)$$

где $\mathscr{E}_m$ — напряженность поля в направлении максимума излучения диаграммы направленности, а

$$y = \frac{\mathscr{E}}{\mathscr{E}_m} = f(\varphi)$$

— уравнение диаграммы направленности (по напряженности поля или напряжению) в относительном масштабе.

Напряженность поля сигнала, отраженного от цели, равна:

$$\mathscr{E}_2 = K_1 \mathscr{E}_1 = K_1 \mathscr{E}_m\, y, \qquad (9\text{-}119)$$

где K_1 — коэффициент, зависящий от расстояния до цели и эффективной отражающей поверхности цели.

Амплитуда напряжения сигнала, наведенного полем $\mathscr{E}_2$ в антенну, равна:

$$U_m = K_2 \mathscr{E}_2\, y, \qquad (9\text{-}120)$$

де K_2 — коэффициент, не зависящий от y.

[Предполагается, что за время пробега энергии до цели и обратно диаграмма направленности не успевает заметно повернуться; при этом величина y, входящая в соотношения (9-118) и (9-120), имеет одинаковое значение].

Из соотношений (9-118) и (9-120) получается:

$$U_m = K_1 K_2 \mathscr{E}_m y^2. \tag{9-121}$$

В направлении максимума диаграммы, т. е. при $y=1$, амплитуда имеет наибольшее значение, равное:

$$U_{mm} = K_1 K_2 \mathscr{E}_m. \tag{9-122}$$

Обозначим

$$y_э = \frac{U_m}{U_{mm}} = y^2. \tag{9-123}$$

Очевидно, $y_э$ есть отношение амплитуды сигнала, соответствующего данному направлению, к амплитуде сигнала, соответствующего направлению главного максимума. Поэтому величина $y_э$ имеет точно такой же смысл для двусторонней РСЗ, какой величина y имеет для односторонней РСЗ.

Отсюда следует, что для двусторонней РСЗ справедливо выражение (9-88), если в нем заменить y на $y_э$, где $y_э = y^2$. Поэтому вместо (9-88) получаем:

$$m = \frac{y^2_{макс} - y^2_{мин}}{y^2_{макс} + y^2_{мин}} \tag{9-124}$$

Из формул (9-90) и (9-124) получается:

$$m = \frac{f^2(\varphi_1 - \Theta) - f^2(\varphi_1 + \Theta)}{f^2(\varphi_1 - \Theta) + f^2(\varphi_1 + \Theta)}. \tag{9-125}$$

Здесь функция $y = f(\varphi)$, величины m, φ_1 и Θ имеют точно такое же значение, как для односторонней РСЗ.

При малых угловых отклонениях Θ справедливы соотношения (9-93), из которых вытекают следующие соотношения, справедливые с точностью до малых величин высших порядка малости:

$$f^2(\varphi_1 - \Theta) = f^2(\varphi_1) - 2f(\varphi_1)\Theta;$$
$$f^2(\varphi_1 + \Theta) = f^2(\varphi_1) + 2f(\varphi_1)\Theta.$$

При этом коэффициенг модуляции m оказывается равным

$$m = -2\frac{f'(\varphi_1)}{f(\varphi_1)}\Theta, \qquad (9\text{-}126)$$

т. е. модуляционная характеристика двусторонней РСЗ при малых отклонениях линейна.

Чувствительность двусторонней равносигнальной зоны определяемая соотношением (9-95), равна:

$$\mu_\partial = \left(\frac{m}{\Theta}\right)_{\Theta\to 0} = -2\frac{f'(\varphi_1)}{f(\varphi_1)}. \qquad (9\text{-}127)$$

Здесь индекс ∂ подчеркивает, что данное значение чувствительности соответствует не односторонней, а двусторонней РСЗ.

Из формул (9-127) и (9-97) следует:

$$\mu_\partial = 2\mu, \qquad (9\text{-}128)$$

т. е. при одинаковой форме диаграммы направленности и одинаковом угле скоса φ_1 двусторонняя РСЗ имеет вдвое бо́льшую чувствительность, чем односторонняя.

Для построения модуляционной характеристики $m = m(\Theta)$ в общем случае следует пользоваться выражением (9-125) и производить расчет графическим определением ординат $f(\varphi_1 - \Theta)$ и $f(\varphi_1 + \Theta)$ кривой $y = f(\varphi)$, за данной графически (рис. 9-23 и 9-24).

Так как при

$$\Theta = \Theta_m = \frac{\varphi_0}{2} - \varphi_1$$

получается $f(\varphi_1 + \Theta) = 0$ [см. формулу (9-105)], то, так же как и для односторонней РСЗ, коэффициент модуляции m достигает единицы при $\Theta = \Theta_m$ и убывает за пределами этого угла (благодаря влиянию боковых лепестков).

Поэтому для двусторонней РСЗ остаются справедливыми соотношения (9-111) — (9-113), выведенные выше для односторонней РСЗ. Если апроксимировать главный лепесток диаграммы направленности косинусоидой (9-80), т. е. положить

$$y = f(\varphi) = \cos a\varphi,$$

где

$$a = \frac{\pi}{\varphi_0},$$

то, подставляя это соотношение в выражение (9-125) и производя тригонометрические преобразования, получим следующее уравнение модуляционной характеристики:

при

$$\left.\begin{aligned} &\theta \leqslant \theta_m = \frac{\varphi_0}{2} - \varphi_1 \\ &m = \frac{2\operatorname{tg} a\varphi_1 \cdot \operatorname{tg} a\theta}{1 + (\operatorname{tg} a\varphi_1 \cdot \operatorname{tg} a\theta)^2}, \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}129)$$

где $a = \frac{\pi}{\varphi_0}$.

Если аппроксимировать диаграмму уравнением (9-79), т. е. положить $y = f(\varphi) = \frac{\sin b\varphi}{b\varphi}$ (см. сноску на стр. 257), то,

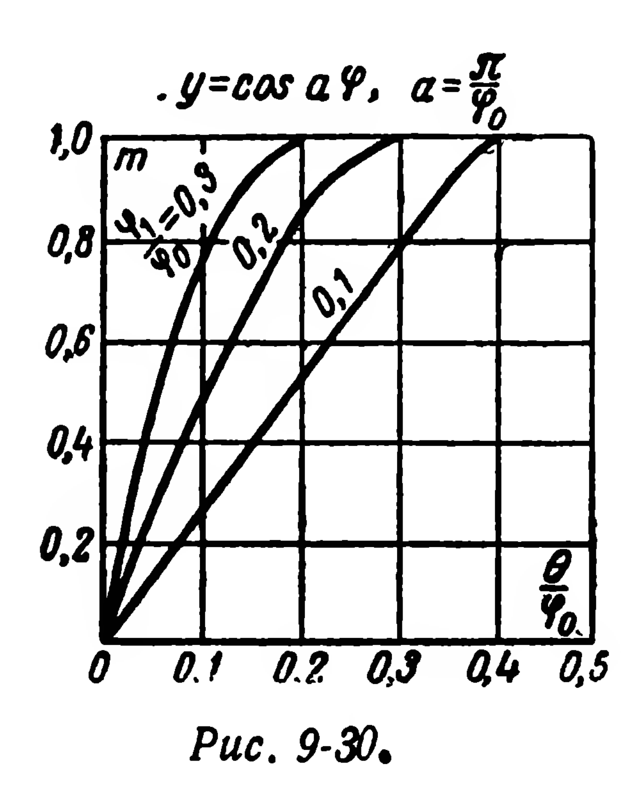


Рис. 9-30.

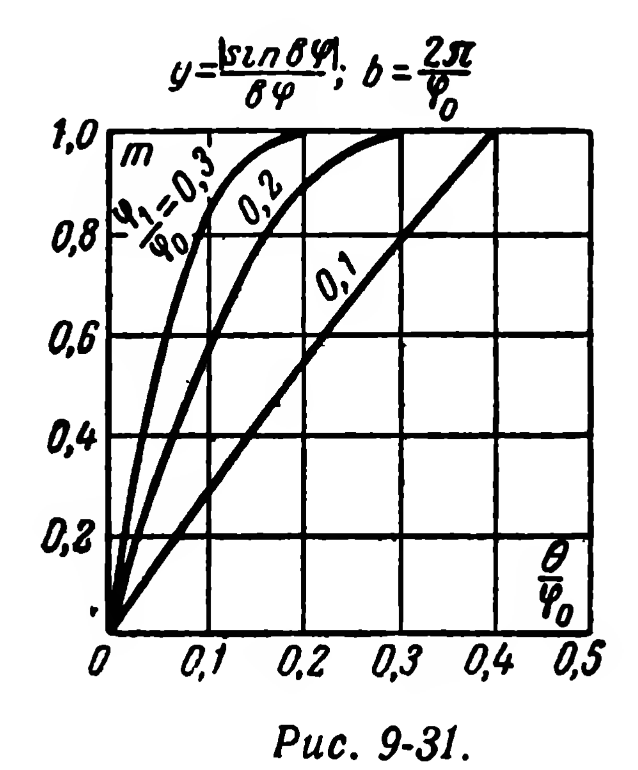


Рис. 9-31.

подставляя это выражение в (9-125) и производя тригонометрические преобразования, получим следующее уравнение модуляционной характеристики:

при

$$\left.\begin{aligned} &\theta \leqslant \theta_m = \frac{\varphi_0}{2} - \varphi_1 \\ &m = 2\,\frac{b\varphi_1 b\theta\left(1 + \frac{\operatorname{tg}^2 b\theta}{\operatorname{tg}^2 b\varphi_1}\right) - [(b\varphi_1)^2 + (b\theta)^2]\frac{\operatorname{tg} b\theta}{\operatorname{tg} b\varphi_1}}{[(b\varphi_1)^2 + (b\theta)^2]\left(1 + \frac{\operatorname{tg}^2 b\theta}{\operatorname{tg}^2 b\varphi_1}\right) - 4b\varphi_1 b\theta\,\frac{\operatorname{tg} b\theta}{\operatorname{tg} b\varphi_1}}, \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}130)$$

где $b = \frac{\pi}{\varphi_0}$.

Модуляционные характеристики, построенные по формулам (9-129) и (9-130), приведены на рис. 9-30 и 9-31 соответственно. [Практически, ввиду громоздкости форму-

лы (9-130), удобнее строить модуляционную характеристику графически, пользуясь рис. 9-24].

Приведенный выше анализ приводит к следующим заключениям:

1. Следующие параметры двусторонней РСЗ выражаются такими же формулами, как для односторонней РСЗ:

а) к. п. д. η;

б) полезный угол зрения $2\Theta_n$ (где $\Theta_n = \Theta_m$);

в) полный угол зрения $2\varphi_n$;

г) коэффициент использования РСЗ γ.

2. Чувствительность двусторонней РСЗ $\mu_д$ вдвое больше чувствительности односторонней РСЗ при одинаковых значениях φ_0 и φ_1:

$$\mu_д = 2\mu.$$

3. Модуляционные характеристики двусторонней РСЗ имеют несколько иную форму: при малых Θ они идут в 2 раза круче, а при $\Theta = \Theta_m$ стремятся к одинаковой величине (единице).

4. Из предыдущих пунктов следует, что выбор параметров двусторонней РСЗ производится из тех же соображений, что и для односторонней.

9-6. ПОЛЯРИЗАЦИОННЫЕ ОШИБКИ

При образовании равносигнальной зоны вращающейся диаграммой направленности могут возникнуть ошибки за счет вращения плоскости поляризации излучаемой энергии. Для анализа этого явления рассмотрим действие системы, изображенной на рис. 9-32.

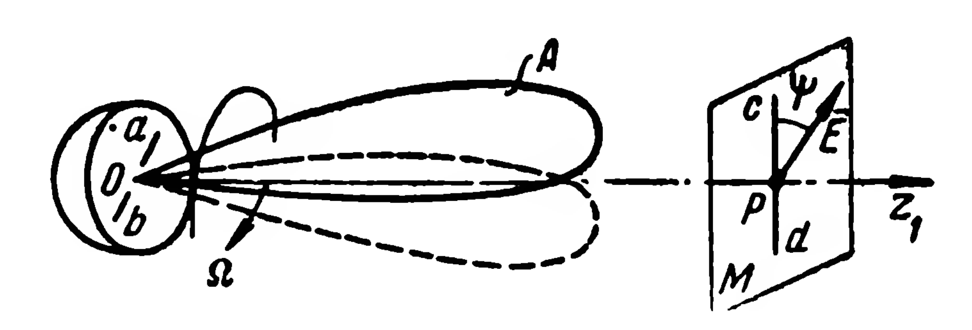


Рис. 9-32.

В точке O расположен передающий диполь ab, вращающийся с круговой частотой Ω вокруг оси z_1, являющейся осью равносигнальной зоны. Вращение диполя вызывает вращение диаграммы направленности A вокруг оси z с той же круговой частотой Ω.

В точке P расположен приемный диполь cd, установленный на ракете. Предположим, что этот диполь расположен в плоскости M, перпендикулярной оси z_1.

Передающий диполь создает в точке P напряженность поля E, составляющую некоторый угол ψ с осью диполя. В каждый момент времени вектор E параллелен оси ab передающего диполя и, следовательно, вращается вокруг оси z_1 с круговой частотой Ω. Поэтому угол ψ равен:

$$\psi = \Omega t. \tag{9-131}$$

Плоскостью поляризации называется, как известно, плоскость, проходящая через направление распространения волны и вектор $\bar{E}$ (или $\bar{H}$). Следовательно, в рассматриваемом случае плоскость поляризации проходит через ось z_1, и вектор $\bar{E}$ и вращается вокруг оси z_1 с круговой частотой Ω. Выясним, какие явления будут называться таким вращением плоскости поляризации.

Из рис. 9-32 следует, что амплитуда э. д. с., наведенной в приемном диполе cd полем $\bar{E}$, равна:

$$U_m = h_\partial \,|\, E \cos \psi \,| = h_\partial E \,|\cos \Omega t\,|, \tag{9-132}$$

где h_∂ — действующая высота приемной антенны.

Если ракета находится точно на оси z_1 равносигнальной зоны, то вращение диаграммы направленности не влияет на величину напряженности поля E, и амплитуда U_m изменяется во времени по закону

$$U_m(t) = h_\partial E \,|\cos \Omega t\,|, \tag{9-133}$$

т. е. изменения амплитуды вызываются лишь вращением плоскости поляризации падающей волны. (Монотонным уменьшением амплитуды с увеличением расстояния от ракеты до передатчика мы здесь для простоты пренебрегаем).

Эта паразитная амплитудная модуляция имеет вид, изображенный на рис. 9-33.

Разложение функции (9-133) в ряд Фурье приводит к следующему выражению:

$$U_m(t) = h_\partial E \left[\frac{2}{\pi} + \frac{4}{\pi}\left(\frac{\cos 2\Omega t}{1\cdot 3} - \frac{\cos 4\Omega t}{1\cdot 3\cdot 5} + \ldots\right)\right]. \tag{9-134}$$

Выражение (9-134) содержит только постоянную составляющую и четные гармоники и не содержит составляющих с частотой Ω. Поэтому, при наличии достаточно хороших фильтров в усилителе сигнала ошибки, паразитная модуляция не вызовет никакого эффекта на выходе приемника ракеты. Следовательно, в том случае, когда ракета находится точно на оси равносигнальной зоны, вра-

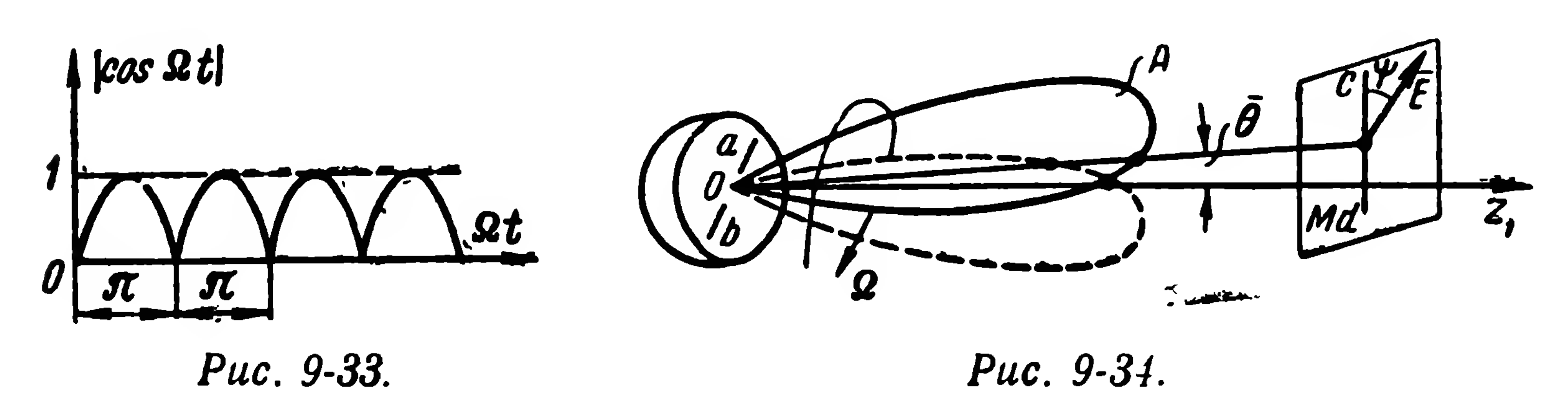


Рис. 9-33.

Рис. 9-34.

щение плоскости поляризации не создает никакого мешающего напряжения на выходе приемника. Иначе будет обстоять дело при отклонении ракеты от оси z_1 на некоторый угол Θ (рис. 9-34).

В этом случае вращение диаграммы направленности A изменяет величину (модуль) напряженности поля E в точке P по закону

$$E = E_0 [1 + m\cos(\Omega t + \varphi)], \tag{9-135}$$

т. е. происходит полезная модуляция амплитуды, позволяющая определить величину и направление углового отклонения $\overline{\Theta}$ (см. рис. 9-16). Однако при этом имеет место и паразитная амплитудная модуляция, вызываемая вращением плоскости поляризации и описываемая уравнением (9-134). Поэтому результирующая модуляция амплитуды определяется из соотношений (9-134) и (9-135) и имеет вид:

$$U_m(t) = h_\partial \frac{2}{\pi}\left(1 + \frac{2}{3}\cos 2\Omega t - \frac{2}{15}\cos 4\Omega t + \ldots\right)\times$$
$$\times [1 + m\cos(\Omega t + \varphi)]. \tag{9-136}$$

Раскрывая скобки, получим

$$U_m(t) = \frac{2}{\pi} h_\partial \Big[1 + m\cos(\Omega t + \varphi) + \frac{1}{3} m\cos(\Omega t - \varphi) +$$
$$+ \frac{2}{3}\cos 2\Omega t + \frac{1}{3} m\cos(3\Omega t + \varphi) - \frac{2}{15}\cos 4\Omega t + . \quad\Big]. \tag{9-137}$$

Так как полезная модуляция имеет частоту Ω, то постоянная составляющая и высшие гармоники могут быть отфильтрованы после детектирования сигнала, и сигнал ошибки (т. е. напряжение на выходе детектора сигнала ошибки) будет иметь вид (после фильтрации):

$$e_{p\Omega}=K\left[m\cos(\Omega t+\varphi)+\frac{1}{3}m\cos(\Omega t-\varphi)\right]. \quad (9\text{-}138)$$

Это выражение можно представить в следующем виде:

$$e_{p\Omega}=e_\Omega+e'_\Omega, \quad (9\text{-}139\text{а})$$

где

$$e_\Omega=U_\Omega\cos(\Omega t+\varphi); \quad (9\text{-}139\text{б})$$

$$e'_\Omega=U'_\Omega\cos(\Omega t-\varphi); \quad (9\text{-}139\text{в})$$

$$U_\Omega=Km;\quad U'_\Omega=\frac{1}{3}U_\Omega. \quad (9\text{-}139\text{г})$$

Из соотношений (9-139) следует, что паразитная амплитудная модуляция, вызываемая вращением плоскости поляризации, изменяет сигнал ошибки e_Ω на величину e'_Ω.

Соотношения (9-139) в комплексной записи принимают вид:

$$\boldsymbol{U}_{p\Omega}=\boldsymbol{U}_\Omega+\boldsymbol{U}'_\Omega, \quad (9\text{-}140\text{а})$$

где

$$U'_\Omega=\frac{1}{3}U_\Omega; \quad (9\text{-}140\text{б})$$

$$\delta=(\widehat{\boldsymbol{U}'_\Omega,\ \boldsymbol{U}_\Omega})=-2\varphi. \quad (9\text{-}140\text{в})$$

Здесь $\boldsymbol{U}_\Omega$ — сигнал ошибки при отсутствии паразитной амплитудной модуляции;

$\boldsymbol{U}_{p\Omega}$ — сигнал ошибки при наличии паразитной амплитудной модуляции, вызываемой вращением плоскости поляризации;

$\boldsymbol{U}'_\Omega$ — изменение сигнала ошибки, вызываемое паразитной амплитудной модуляцией;

δ — фазовый угол между комплексными амплитудами $\boldsymbol{U}'_\Omega$ и $\boldsymbol{U}_\Omega$.

Выражениям (9-140) соответствует векторная диаграмма, изображенная на рис. 9-35. Из рис. 9-35 видно, что пара-

зитная модуляция вызывает изменение как амплитуды, так и фазы сигнала ошибки. Величина этого изменения зависит от угла δ, т. е. в конечном счете от угла φ. Угол φ характеризует направление, в котором происходит отклонение ракеты от оси (см. рис. 9-16), и в процессе полета ракеты может непрерывно изменяться в пределах от 0 до 2π.

Найдем, в каких пределах при этом будут изменяться амплитуда и фаза результирующего сигнала ошибки $U_{p\Omega}$.

Из рис. 9-35 нетрудно получить следующие соотношения:

$$\left.\begin{aligned} U_{p\Omega\,макс} &= U_\Omega + \frac{1}{3}U_\Omega = \frac{4}{3}U_\Omega; \\ U_{p\Omega\,мин} &= U_\Omega - \frac{1}{3}U_\Omega = \frac{2}{3}U_\Omega; \end{aligned}\right\} \qquad (9\text{-}141а)$$

$$\frac{U_{p\Omega\,макс}}{U_{p\Omega\,мин}} = 2; \qquad (9\text{-}141б)$$

$$\Delta\varphi_{макс} \approx \frac{U'_\Omega}{U_\Omega} = \frac{1}{3} \approx 19^\circ. \qquad (9\text{-}141в)$$

Из этих соотношений следует, что амплитуда сигнала ошибки может изменяться в 2 раза, а фаза сигнала ошибки—на 19°.

Из соотношения (9-141б) следует, что одной и той же величине углового отклонения Θ могут соответствовать различные значения амплитуды сигнала ошибки. Очевидно этот эффект эквивалентен изменению коэффициента передачи измерительного устройства. Так как это изменение является величиной непостоянной и может достигать значительной величины (100%), то оно может заметно ухудшать работу системы управления в целом.

$\delta=-2\varphi$

Рис. 9-35

Из соотношения (9-141в) следует, что фаза сигнала ошибки может отклоняться от своего истинного значения на величину $\Delta\varphi$, достигающую 19°. Из рис. 9-16 очевидно, что искажение фазы сигнала ошибки на величину $\Delta\varphi$ эквивалентно ошибке на величину $\Delta\varphi$ в измерении угла φ. Но эта ошибка в свою очередь эквивалентна неучитываемому скручиванию системы координат x_1y_1 на угол

$$\tau = \Delta\varphi. \qquad (9\text{-}142)$$

Следовательно, ошибка $\Delta \varphi_{макс} = 19°$ эквивалентна неучитываемому скручиванию систем координат на угол 19°.

Как указывалось выше желательно, чтобы результирующее скручивание систем координат, вызываемое совокупным действием всех факторов, не превышало 10—20°. Поэтому очевидно, что появление скручивания на 19° за счет лишь одного из этих факторов (вращения плоскости поляризации) крайне нежелательно и может привести к резкому ухудшению действия системы управления. Следовательно, крайне желательно уменьшить описанные выше ошибки, вызываемые вращением плоскости поляризации. Наиболее радикальным средством для этого является применение антенны с круговой поляризацией в передатчике или приемнике или, что еще лучше, и в передатчике и в приемнике.

Рассмотрим для иллюстрации случай, когда в передатчике имеется описанная выше антенна с линейной поляризацией (рис. 9-32 и 9-34), а в приемнике применена антенна с круговой поляризацией. Конструкции антенны с круговой поляризацией весьма разнообразны. Мы рассмотрим лишь наиболее наглядный случай, когда круговая поляризация достигается применением двух взаимно перпендикулярных диполей *cd* и *c'd'*, выходные напряжения которых суммируются со сдвигом фаз на 90° (рис. 9-36).

Рассмотрим сначала случай, когда плоскость, образуемая диполями, перпендикулярна направлению распространения волны. Тогда вектор $\bar{E}$, создаваемый передатчиком в месте приема, расположен в плоскости диполей. При этом суммарное напряжение на выходе обоих диполей равно:

$$u_p = h_\partial E \cos\psi \cos\omega t + h_\partial E \sin\psi \cdot \sin\omega t, \qquad (9\text{-}143)$$

т. е.

$$u_p = h_\partial E \cos(\omega t - \psi). \qquad (9\text{-}144)$$

Следовательно, амплитуда принятого сигнала равна $h_\partial E$ и не зависит от угла ψ. Графически этот результат отображается кругом (рис. 9-37), радиус которого равен амплитуде сигнала, принимаемого при различных направлениях вектора E.

Очевидно, при наличии такой антенны вращение вектора $\bar{E}$ не вызывает амплитудной модуляции принимаемого

сигнала и поляризационные ошибки отсутствуют. Однако такой идеальный результат получается только в том случае, когда плоскость креста диполей перпендикулярна направлению распространения волны и, следовательно, вектор $\bar{E}$ все время остается в этой плоскости. Если плоскость диполей наклонна по отношению к падающей волне, то круговая поляризация превращается в эллиптическую (рис. 9-38). В худшем случае, когда плоскость диполей

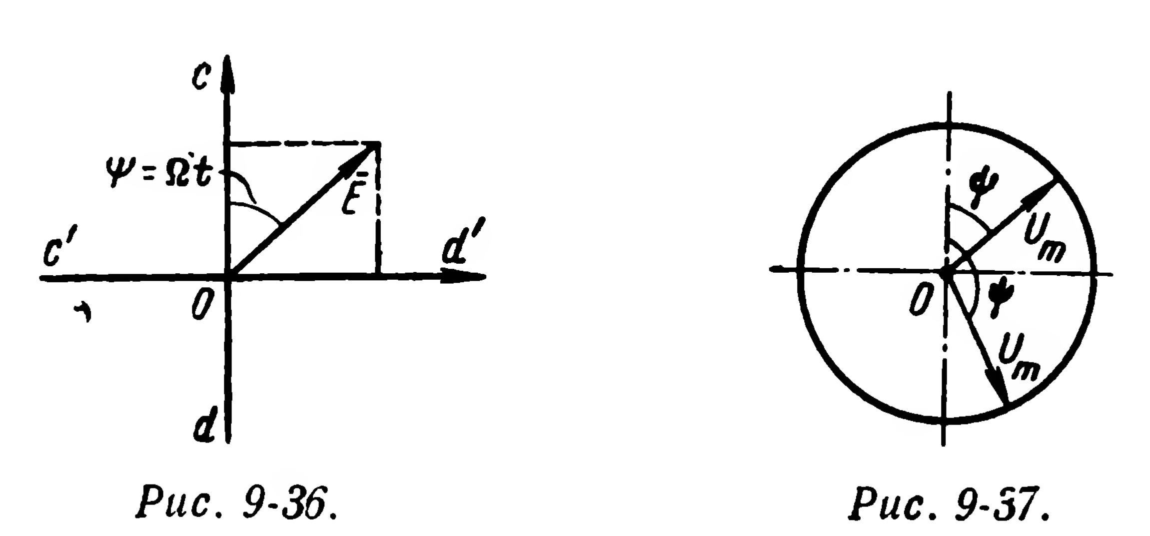


Рис. 9-36. *Рис. 9-37.*

совпадает с направлением распространения волны (рис. 9-39), эллипс вырождается в прямую и эллиптическая поляризация превращается в линейную.

Действительно, вектор $\bar{E}$ в процессе вращения передающего диполя ab (рис. 9-39) все время находится в плоскости, перпендикулярной оси z_1, и, следовательно, остается перпендикулярным оси диполя $c'd'$. Поэтому э. д. с., наводимая в диполе $c'd'$, все время равна нулю и действие

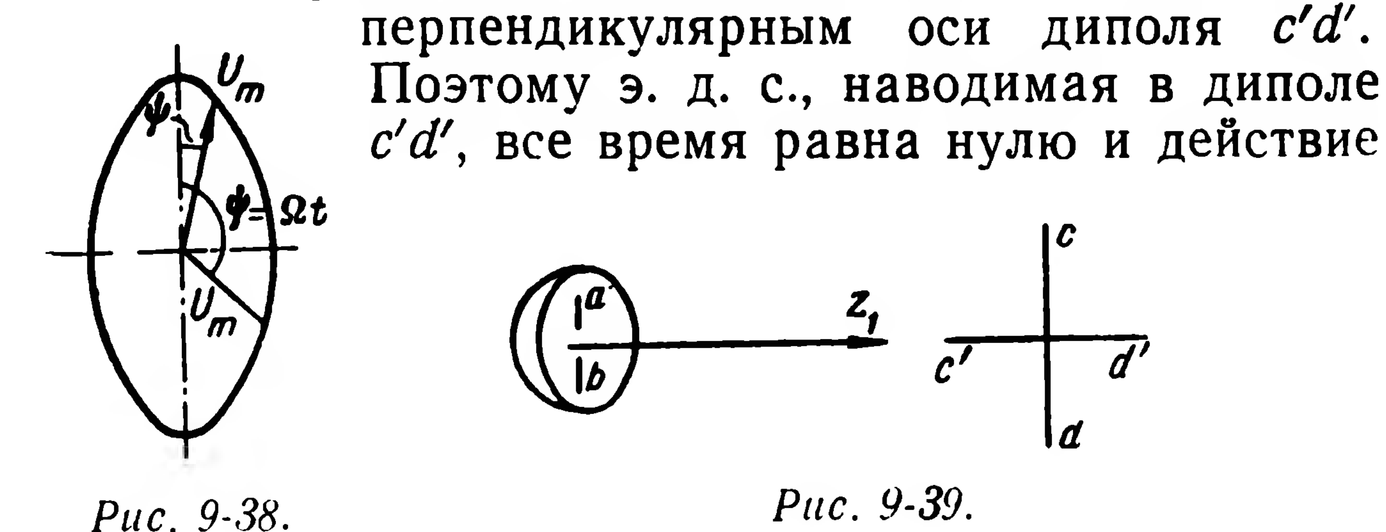


Рис. 9-38. *Рис. 9-39.*

двух диполей (cd и $c'd'$) сводится к действию лишь одного из них (диполя cd). Следовательно, крест диполей в данном случае действует точно так же, как описанная выше (рис. 9-32) антенна с линейной поляризацией, и имеет место найденный выше эффект паразитной амплитудной модуляции [см. соотношения (9-141)].

Из сказанного следует, что для сохранения круговой поляризации в течение всего времени полета ракеты необ-

ходимо, чтобы в течение всего этого времени плоскость приемных диполей, установленных на ракете, оставалась перпендикулярной направлению распространения волны. Однако при жесткой установке антенны на корпусе ракеты и криволинейной траектории ракеты выполнение этого условия невозможно. Действительно, в этом случае, как указывалось выше, имеет место излом осей z_1 и z_2 (см., например, рис. 8-11), т. е. продольная ось ракеты z_2 составляет с осью z_1 некоторый угол φ_{12}. Величина этого угла может достигать 30—40° [см. формулу (8-16)] и в процессе полета ракеты непрерывно изменяется. Поэтому, если при выпуске ракеты установить антенну на корпусе ракеты таким образом, чтобы плоскость диполей была перпендикулярна оси z_1, то в процессе полета ракеты эта плоскость будет поворачиваться на угол φ_{12} и круговая поляризация будет превращаться в эллиптическую. При эллиптической поляризации вращение вектора $\bar{E}$ вызывает изменение амплитуды U_m принимаемого сигнала (рис. 9-38) и, следовательно, имеет место паразитная амплитудная модуляция. Однако ввиду того что угол излома осей φ_{12} не превышает обычно 30—40°, эллиптическая поляризация при этом еще не слишком сильно отличается от круговой и ошибки, возникающие за счет паразитной модуляции, оказываются значительно меньшими, чем при линейной поляризации. Поэтому применение антенны с круговой поляризацией дает резкое уменьшение фазовой ошибки даже при наличии излома осей и является вполне целесообразным.

ГЛАВА ДЕСЯТАЯ

ВЛИЯНИЕ ФЛУКТУАЦИОННЫХ ПОМЕХ НА ТОЧНОСТЬ АВТОСЛЕЖЕНИЯ ЗА ЦЕЛЬЮ

10-1. ОБЩИЕ СООТНОШЕНИЯ

Приведенный выше анализ различных систем управления производился без учета действия помех. Однако, как указывалось в гл. 1, на систему управления могут действовать самые разнообразные виды помех. Наиболее уязвимым местом системы радиоуправления с точки зрения действия помех является канал контроля цели. Это объясняется, во-первых, тем, что радиотехнический (радиолокационный) контроль за целью осуществляется, как правило, путем приема весьма слабых отраженных от цели сигналов

(исключение составляют системы пассивного самонаведения, когда для контроля цели используется излучение какого-либо радиопередатчика, расположенного на этой цели). Кроме того, для контроля за целью приходится облучать цель мощным потоком радиоволн, который облегчает противнику распознавание технических особенностей системы контроля и создание помех.

Поэтому наиболее важно оценить действие помех, проникающих в канал контроля цели и вызывающих прямым или косвенным путем нарушение нормальной работы системы управления. Помехи, воздействующие на канал контроля цели, весьма многочисленны и разнообразны. Мы рассмотрим подробно действие лишь двух типов помех:

1. Помехи, создаваемые пульсациями отраженного от цели сигнала.

2. Помехи, создаваемые внутренним шумом приемника отраженных от цели сигналов, т. е. флуктуациями электронов в лампах и контурах этого приемника.

Так как пульсации отраженного от цели сигнала и внутренние шумы приемника неизбежно сопутствуют контролю цели (здесь и далее под контролем цели понимается радиотехнический контроль), то учитывать их действие необходимо при проектировании практически любой системы контроля. Общим для этих обоих видов помех является также их флуктуационный характер.

Внутренние шумы приемника сказываются при таких дальностях до цели, когда принимаемый сигнал становится сравнимым по величине с шумом. Поэтому оценка действия шума необходима для определения предельной дальности действия системы. Пульсации сигнала сказываются при любых дальностях, и оценка их действия необходима для определения точности действия системы. Контроль за целью осуществляется в общем случае как по направлению, так и по дальности. Однако, в большинстве рассмотренных выше систем управления наибольшее значение имеет точность контроля по направлению. Поэтому в дальнейшем для краткости рассматривается контроль лишь по направлению. В большинстве случаев этот контроль осуществляется автоматически, путем применения антенн, автоматически следящих за целью по направлению. Помехи, проникшие в этот канал, называемый в дальнейшем каналом автослежения за целью, вызывают ошибку автослежения.

Так как система автослежения за целью является

одним из блоков системы управления ракетой, то ошибка автослежения приводит в общем случае к ошибке наведения ракеты на цель.

В данной главе рассматривается действие помех на канал автослежения за целью; в последующих главах выясняется, как помехи, проникшие в канал автослежения за целью, влияют на точность действия систем управления, в состав которых входит данная система автослежения.

Для конкретности рассмотрение всюду проводится для случая, когда определение угловых отклонений производится с помощью равносигнальной зоны, образуемой вращением диаграммы направленности. В этом случае блок-схема радиолокатора (или радиопеленгатора) имеет вид, изображенный на рис. 9-16. Более детально эта схема представлена на рис. 10-1.

Передатчик и приемник, расположенные в блоке *I*, имеют общую антенну. Антенна создает узкую диаграмму направленности *А*, вращающуюся с круговой частотой Ω вокруг оси z_1 и создающую тем самым равносигнальную зону вокруг этой оси.

В блоке *II* показаны выходные каскады приемника радиолокатора, содержащие детектор импульсов *ДИ*, усилитель видеосигналов *ВУ*, усилитель сигнала ошибки *УСО* и синхронные детекторы $СД_1$ и $СД_2$ каналов азимута и угла места соответственно. На вход каждого детектора поступают напряжение сигнала ошибки e_Ω и опорное напряжение $e_{оп}$, причем $e_{1оп} = U_0 \cos \Omega t$ и $e_{2оп} = U_0 \sin \Omega t$.

На выходе $СД_1$ получается напряжение, пропорциональное ошибке направления оси антенны по азимуту[1]:

$$\Delta\sigma = \sigma_1 - \sigma_2. \tag{10-1}$$

Углы σ_1 и σ_2 и фиксированное направление *N* расположены в плоскости отклонения $\Delta\sigma$; σ_1 — азимут цели; σ_2 — азимут оси антенны.

---

[1] Здесь и в дальнейшем отклонения $\Delta\sigma$ и $\Delta\gamma$ являются двумя взаимно перпендикулярными угловыми компонентами пространственного углового отклонения $\overline{\Theta}$ (рис. 10-1) и в общем случае могут не совпадать с отклонениями по азимуту и углу места. Поэтому термин „азимут“ применяется здесь лишь условно, для сокращенного обозначения одной из взаимно перпендикулярных угловых компонент результирующего пространственного угла.

Напряжение e_1, проходя через усилитель-преобразователь *III*, приводит в действие исполнительный механизм *IV*, поворачивающий антенну по азимуту. Канал угла места идентичен каналу азимута; поэтому в дальнейшем весь анализ проводится только для канала азимута.

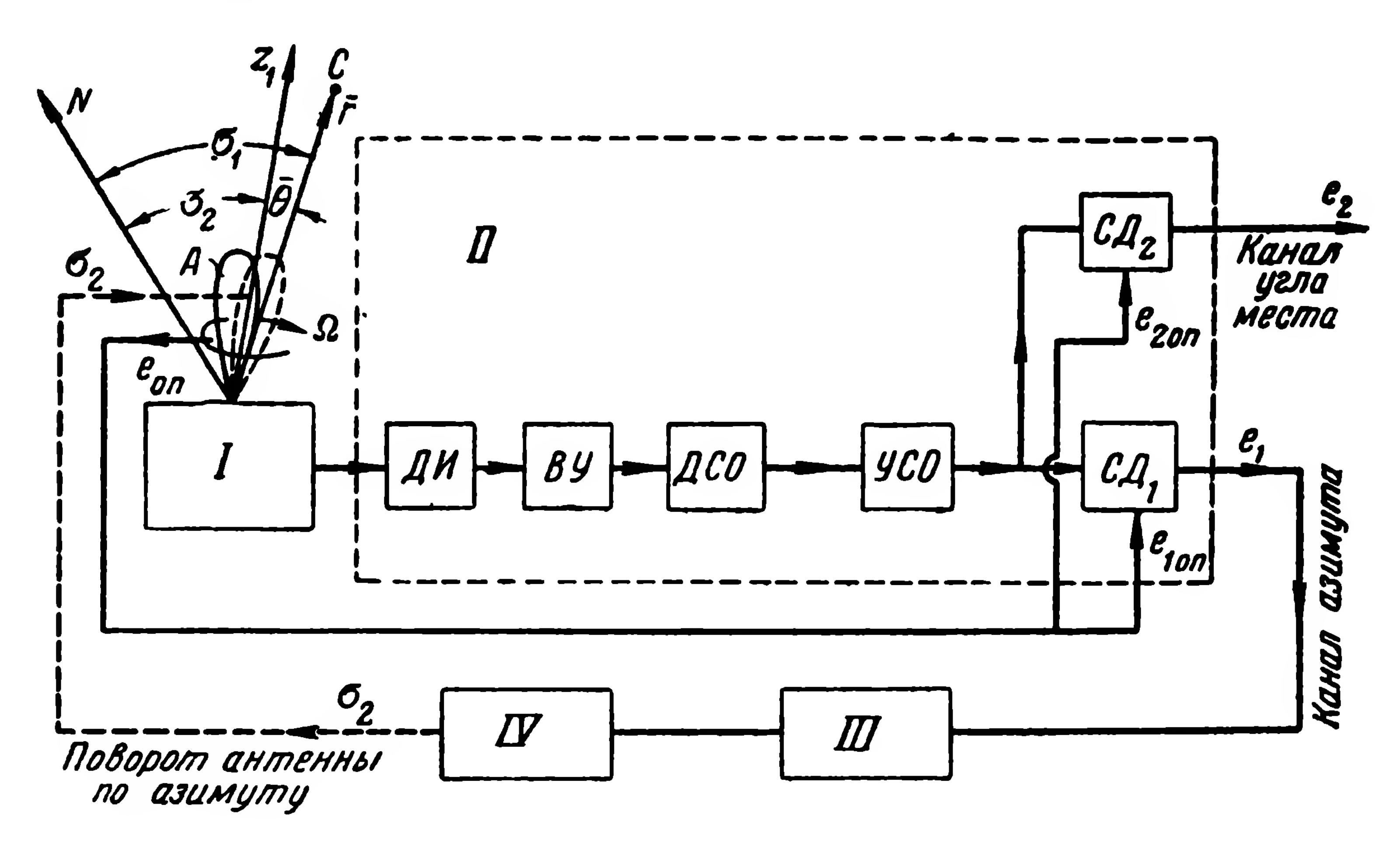


Рис. 10-1.

Из рис. 10-1 видно, что блок-схема радиолокатора применительно к рассматриваемому случаю представляет собой следящую систему с замкнутой цепью обратной связи и может быть сведена к блок-схеме, приведенной на рис. 10-2. Блок *А* эквивалентен всей системе, состоящей из блоков *I—II—III—IV*, и имеет результирующий коэффициент передачи *K*. В первом приближении этот блок можно считать линейным четырехполюсником[1].

Если нас интересует связь между мгновенными значениями функций времени $\sigma_2(t)$ и $\Delta\sigma(t)$, то коэффициент передачи является функцией дифференциального оператора $p=\frac{d}{dt}$:

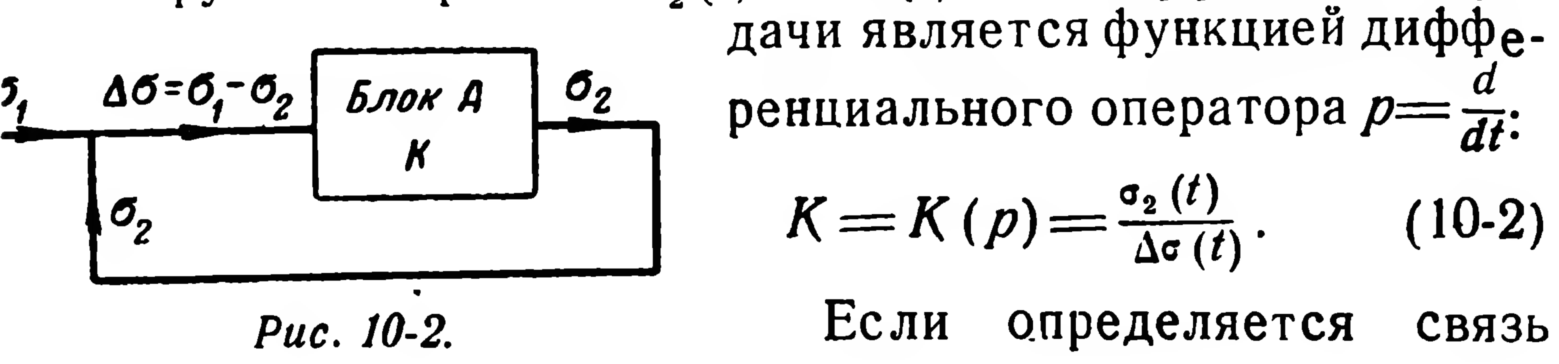


Рис. 10-2.

$$K=K(p)=\frac{\sigma_2(t)}{\Delta\sigma(t)}. \qquad (10\text{-}2)$$

Если определяется связь

[1] Блок *А* содержит ряд существенно нелинейных элементов (детекторы, преобразователи), но по отношению к сигналу ошибки $\Delta\sigma$ этот блок в первом приближении можно считать линейным (см. ниже)

между комплексными амплитудами синусоидальных компонент функций $\sigma_{2к}$ и $\Delta\sigma_к$, то

$$K = K(j\omega) = \frac{\sigma_{2к}}{\Delta\sigma_к}. \qquad (10\text{-}2')$$

Наконец, если нужно найти зависимость между амплитудными значениями синусоидальных компонент σ_{2m} и $\Delta\sigma_m$, то

$$|K| = |K(j\omega)| = \frac{\sigma_{2m}}{\Delta\sigma_m}. \qquad (10\text{-}2'')$$

Из рис. 10-2 получаем следующие основные соотношения:

$$\Delta\sigma(t) = \sigma_1(t) - \sigma_2(t); \qquad (10\text{-}3)$$

$$\sigma_2(t) = K(p)\,\Delta\sigma(t). \qquad (10\text{-}4)$$

Из формул (10-3) и (10-4) следует:

$$\sigma_2(t) = \frac{K(p)}{1 + K(p)}\,\sigma_1(t). \qquad (10\text{-}5)$$

Обозначим

$$K_p(j\omega) = \frac{K(j\omega)}{1 + K(j\omega)}. \qquad (10\text{-}6)$$

Тогда

$$\sigma_{2к} = K_p(j\omega)\,\sigma_{1к}. \qquad (10\text{-}7)$$

Очевидно, K_p есть коэффициент передачи системы с замкнутой цепью обратной связи, а K — коэффициент передачи той же системы, но при разомкнутой внешней обратной связи (блок A может содержать внутренние обратные связи). Коэффициент передачи K_p связывает входной параметр σ_1 (азимут цели) с выходным параметром σ_2 (азимутом антенны).

В идеальной следящей системе должно было бы быть $\sigma_2 = \sigma_1$, т. е. $K_p = 1$ для всех частот ω от 0 до ∞. В реальных следящих системах это условие, конечно, не может выполняться. Однако в любой следящей системе можно обеспечить равенство нулю ошибки $\Delta\sigma$ в статическом режиме, т. е. при $\sigma_1(t) = \text{const}$. Это означает, что при скачкообразном появлении на входе отклонения $\sigma_1 = \text{const}$ (рис. 10-3, a) отклонение на выходе $\sigma_2(t)$ асимптотически стремится к величине σ_1. Поэтому любая следя-

щая система с нулевой статической ошибкой должна иметь кривую установления подобную одной из кривых, изображенных на рис. 10-3,*б*. Точно такую же кривую установления имеет фильтр нижних частот. Поэтому амплитудно-частотная характеристика следящей системы $|K_p(j\omega)|$ имеет такой же вид, как у фильтра нижних частот. Эта характеристика приведена на рис. 10-4. На этом рисунке горизонтальная прямая соответствует характеристике идеальной следящей системы.

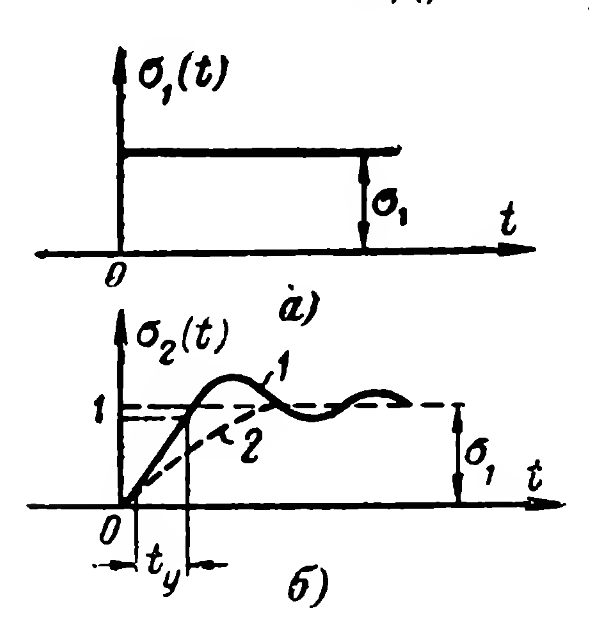


Рис. 10-3.

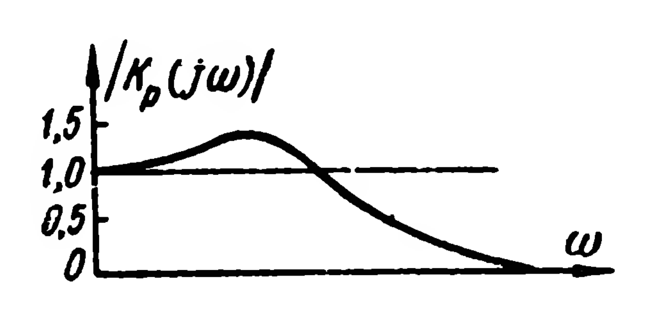


Рис. 10-4.

Подъем характеристики, имеющий место на средних частотах, обычно не превышает 30—50%, так как при более резком подъеме недопустимо уменьшается запас устойчивости системы и система делается слишком критичной к изменению ее параметров. В отличие от идеальной системы, имеющей бесконечно широкую полосу пропускания и мгновенное установление выходного $\sigma_2(t)$, реальная следящая система имеет конечную полосу пропускания ΔF и соответственно конечное время установления:

$$t_y = \frac{\xi}{\Delta F}. \qquad (10\text{-}8)$$

Значение коэффициента ξ зависит от того, каким образом (на каком уровне) определена полоса ΔF и — в небольшой степени — от формы характеристики $|K_p(j\omega)|$. Для оценки действия флуктуационных помех удобно, как известно, пользоваться эквивалентной полосой пропускания $\Delta F_э$, определяемой соотношением

$$|K_p(0)|^2 \Delta F_э = \int_0^\infty |K_p(j2\pi f)|^2 df,$$

где $f = \frac{\omega}{2\pi}$.

Так как $|K_p(0)|=1$, то

$$\Delta F_э = \int_0^\infty |K_p(j2\pi f)|^2 df. \qquad (10\text{-}9)$$

Полоса $\Delta F_э$ может быть определена графически по характеристике $|K_p(j2\pi f)^2$ как основание прямоугольника с высотой 1, равновеликого площади, которую образует характеристика $|K_p(j2\pi f)|^2$ с осями координат (рис. 10-5).

Если в формуле (10-8) под полосой ΔF понимать эквивалентную полосу $\Delta F_э$, то коэффициент ξ для характеристик $|K_p(j\omega)|$, близких по форме к кривой на рис. 10-4, можно принимать равным 0,4. Поэтому

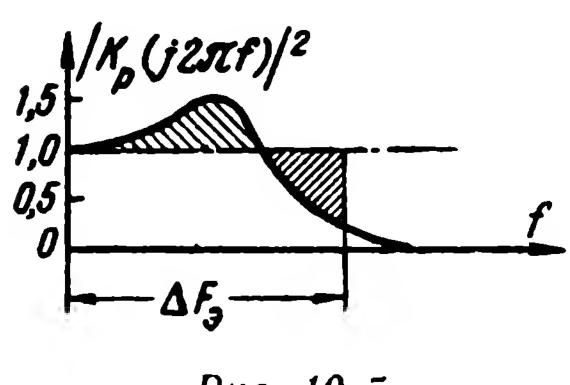


Рис. 10-5.

$$t_у \approx \frac{0,4}{\Delta F_э}. \qquad (10\text{-}10)$$

Чем шире выбрана полоса $\Delta F_э$, тем меньше время установления $t_у$ и, следовательно, тем меньше динамическая ошибка автослежения, т. е. ошибка за счет инерционности следящей системы.

Однако чем шире полоса, тем сильнее действие помех и, следовательно, больше ошибка, вызываемая действием помех, в частности действием флуктуационных помех. Очевидно, оптимальным будет такое значение полосы $\Delta F_{э\,опт}$, при котором результирующая ошибка, вызванная совокупным действием всех факторов, будет минимальной Однако нахождение формулы для определения оптимального значения полосы $\Delta F_{э\,опт}$ весьма затруднено, так как соотношение между различными компонентами ошибки зависит не только от полосы, но и от дальности до цели, характера траектории цели, вида цели, наличия или отсутствия тех или иных видов помех и т. п.

Чем меньше угловые скорости и ускорения цели (σ_1 и σ_1) и чем интенсивнее помехи, тем меньшим будет оптимальное значение полосы $\Delta F_{э\,опт}$. Поэтому желательно делать полосу пропускания системы $\Delta F_э$ не строго фиксированной, а регулируемой (плавно или скачкообразно) в некоторых пределах: от $\Delta F_{э\,мин}$ до $\Delta F_{э\,макс}$.

Тогда в каждом конкретном случае можно будет в

большей степени приблизить эту полосу к оптимальной величине $\Delta F_{э\,опт}$. Весьма приближенную оценку величины $\Delta F_{э\,опт}$ можно получить на основании следующих соображений.

При отсутствии помех и наличии резких маневров цели основой составляющей ошибки является динамическая ошибка, т. е. ошибка, вызываемая инерционностью системы управления. В гл. 1 было показано, что для уменьшения этой ошибки до допустимой величины следует выполнять условие

$$\tau_э \leqslant 1 \textit{ сек}, \qquad (10\text{-}11)$$

где $\tau_э$ — эквивалентное запаздывание системы.

Так как в реальных системах величина $\tau_э$ имеет тот же порядок, что и величина времени установления $t_у$, то условие (10-11) можно заменить условием

$$t_у \leqslant 1 \textit{ сек}. \qquad (10\text{-}11')$$

Из соотношений (10-10) и (10-11') получаем:

$$\Delta F_э \geqslant 2{,}5 \textit{ гц}. \qquad (10\text{-}12)$$

Этому условию должна была бы удовлетворять величина полосы пропускания при отсутствии помех. Ниже показано (см. стр. 338), что при наличии помех, вызываемых пульсациями сигнала, отраженного от цели, может потребоваться значительно более узкая полоса, а именно удовлетворяющая условию

$$\Delta F_э \leqslant 0{,}3 \div 0{,}5 \textit{ гц}. \qquad (10\text{-}13)$$

Если учесть, что, кроме пульсаций сигнала, могут действовать еще многие другие источники помех (см. гл. 1), то вместо формулы (10-13) можно написать следующее условие:

$$\Delta F_э \leqslant 0{,}1 \div 0{,}2 \textit{ гц}. \qquad (10\text{-}14)$$

Этому условию должна была бы удовлетворять полоса пропускания системы при отсутствии резких возмущений от движения цели (например, при движении цели по курсу, проходящему через радиолокатор). Из соотношений (10-12) и (10-14) следует, что оптимальная полоса пропускания

системы $\Delta F_{э\,опт}$ должна быть заключена приблизительно в следующих пределах:

$$0{,}1\ гц \leqslant \Delta F_{э\,опт} \leqslant 3\ гц. \qquad (10\text{-}15)$$

Если условия работы системы управления не могут быть уточнены более, чем это сказано выше, и, если, кроме того, полоса пропускания системы должна быть фиксированной, то для грубой оценки оптимального значения этой полосы можно взять среднее геометрическое значение из границ, указанных в неравенстве (10-15), т. е. полагать

$$\Delta F_{э\,опт} \approx 0{,}5\ гц. \qquad (10\text{-}16)$$

В последние годы разработан математический аппарат, позволяющий уточнить оптимальные значения полосы пропускания, если имеются более подробные сведения о характере движения цели и характере помех. Этот аппарат позволяет определить не только величину оптимальной полосы следящей системы $\Delta F_{э\,опт}$, но и оптимальную форму частотной характеристики этой системы, т. е. произвести синтез (построение) оптимальной следящей системы по заданным полезным и мешающим возмущениям на входе этой системы. Аппарат основан на таких разделах математики и теории регулирования, как теория случайных процессов, теория переходных процессов, математическая статистика, анализ и синтез систем регулирования. В разработке упомянутого аппарата ведущая роль принадлежит советским ученым А. Н. Колмогорову, А. Я. Хинчину, В. В. Солодовникову, В. С. Пугачеву и др. Ввиду большой сложности этого аппарата и учитывая, что он изложен в других книгах (см., например, [Л. 5]), мы не приводим здесь его описания.

10-2. ПРОИСХОЖДЕНИЕ И ХАРАКТЕР ПУЛЬСАЦИЙ СИГНАЛА

Весь следующий ниже анализ дается в применении к случаю, когда целью является самолет. Однако значительная часть выводов может быть полезной и для других видов целей.

На сантиметровых и дециметровых волнах длина волны λ мала по сравнению с линейным размером цели l, и диаграмма отражения от цели имеет в любой плоскости сложный многолепестковый характер.

Для приближенной оценки характера лепестков рассмотрим сигнал, приходящий к радиолокатору P (рис. 10-6) после отражения от двух точек (C_1 и C_2) на поверхности самолета.

Разность времени хода лучей равна:

$$\Delta t = \frac{2(r_1 - r_2)}{c} \approx \frac{2l}{c}\cos\alpha_0. \qquad (10\text{-}17)$$

Разность фаз лучей равна:

$$\Delta\varphi = \omega\Delta t = \frac{2\pi}{\lambda}2l\cos\alpha_0, \qquad (10\text{-}18)$$

где ω — несущая частота радиолокатора.

Так как обычно разность хода Δt значительно меньше длительности импульсной посылки τ, то лучи, пришедшие в точку P, накладываются друг на друга и создают результирующее колебание с амплитудой

$$U_p = \sqrt{U_1^2 + U_2^2 + 2U_1U_2\cos\Delta\varphi}, \qquad (10\text{-}19)$$

где U_1 и U_2 — амплитуды колебаний, отраженных от точек C_1 и C_2.

При изменении угла α_0 разность фаз $\Delta\varphi$ меняется и амплитуда U_p изменяется в пределах от $U_{макс} = U_1 + U_2$ до $U_{мин} = |U_1 - U_2|$ (рис. 10-7). Предположим для конкретности, что $U_2 < U_1$; тогда из рис. 10-7 и формул (10-18) и (10-19) получим:

$$\left.\begin{aligned} \frac{U_{макс}}{U_{мин}} &= \frac{1 + \frac{U_2}{U_1}}{1 - \frac{U_2}{U_1}}; \\ m_n &= \frac{U_{макс} - U_{мин}}{U_{макс} + U_{мин}} = \frac{U_2}{U_1} \end{aligned}\right\} \qquad (10\text{-}20)$$

[если $U_2 > U_1$, то в формулах (10-20) величины U_1 и U_2 поменяются местами].

Ширина лепестка $\Delta\alpha_л$ есть расстояние между соседними минимумами амплитуды U_p (рис. 10-7); поэтому из формулы (10-18) получаем ширину лепестка:

$$\Delta\alpha_л \approx \frac{\lambda}{2l\sin\alpha_0}. \qquad (10\text{-}21)$$

Обозначим максимальный линейный размер цели l_m; тогда минимально возможная ширина лепестка

$$\Delta\alpha_{л\ мин} = \frac{\lambda}{2l_m} \text{ радиан} = 30\frac{\lambda}{l_m}\,{}^{\circ}. \qquad (10\text{-}22)$$

Из формул (10-18) и (10-19) следует, что пульсации сигнала, т. е. паразитная амплитудная модуляция, вызываются изменениями во времени угла α_0 между поверхностью самолета и направлением $\bar{r}_0$, соединяющим радиолокатор с целью. Пусть по тем или иным причинам угол α изменяется по закону $\alpha_0(t)$ со скоростью $\frac{d\alpha_0}{dt}$; тогда из формулы (10-18) получим:

Рис. 10-6.

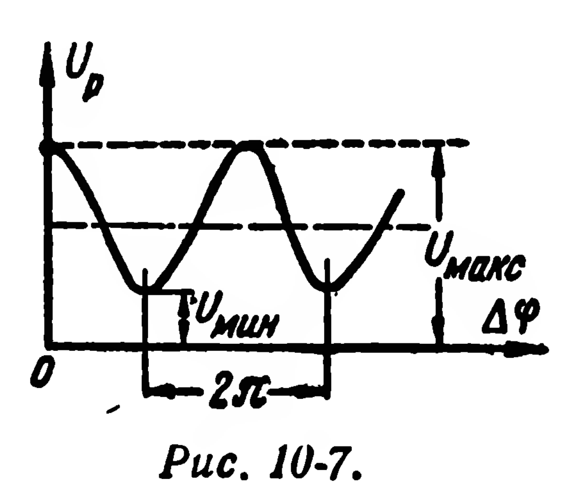


Рис. 10-7.

$$\omega_{\Delta\varphi} = \frac{d(\Delta\varphi)}{dt} = \frac{d(\Delta\varphi)}{d\alpha_0}\cdot\frac{d\alpha_0}{dt} = -\frac{d\alpha_0}{dt}\cdot\frac{4\pi l}{\lambda}\sin\alpha_0. \qquad (10\text{-}23)$$

Так как нас интересует только абсолютное значение величины производной $\frac{d(\Delta\varphi)}{dt}$, то можно полагать:

$$\left.\begin{aligned} \omega_{\Delta\varphi} &= \left|\frac{d(\Delta\varphi)}{dt}\right| = \left|\frac{d\alpha_0}{dt}\right|\frac{4\pi l}{\lambda}\,|\sin\alpha_0|; \\ F &= \frac{\omega_{\Delta\varphi}}{2\pi} = \left|\frac{d\alpha_0}{dt}\right|\frac{2l}{\lambda}\,|\sin\alpha_0|. \end{aligned}\right\} \qquad (10\text{-}24)$$

Очевидно, F есть мгновенная частота колебаний подкоренного выражения в формуле (10-19)[1].

В общем случае множитель $\frac{d\alpha_0}{dt}\sin\alpha_0$ является функцией времени и, следовательно, частота F также меняется во времени. Поэтому в общем случае колебание $U_p(t)$ является-

[1] Как будет выяснено ниже, основной спектр частот колебания $\cos\Delta\varphi(t)$ расположен в области частот, лежащих значительно ниже частоты повторения импульсов сигнала F_n; поэтому можно считать, что при импульсном излучении амплитуда импульсов будет меняться во времени по закону (10-19).

ся непериодическим и содержит бесконечный спектр частот.

Колебание $U_p(t)$ может быть близко к синусоидальному при одновременном выполнении следующих условий:

$$\left.\begin{aligned} &\text{а) } \frac{d\alpha_0}{dt}=\text{const, т. е. угол } \alpha_0 \text{ меняется равно-} \\ &\qquad\quad \text{мерно;} \\ &\text{б) } \sin\alpha_0 \approx \text{const;} \\ &\text{в) } \frac{U_2}{U_1} \leqslant 0{,}7 \div 0{,}8 \ \left(\text{или } \frac{U_1}{U_2} \leqslant 0{,}7 \div 0{,}8\right). \end{aligned}\right\} \qquad (10\text{-}25)$$

Условие „в" обычно выполняется.

Условие „б" также обычно выполняется, если $\alpha_0 \approx 60 \div 120^\circ$, так как в большинстве случаев угол α_0 меняется в сравнительно небольших пределах и со скоростью не более $10-20^\circ$ *сек*. Условие „а" также может выполняться в ряде случаев (см. ниже). Поэтому интересно определить, какого порядка будет частота колебаний амплитуды $U_p(t)$ при выполнении условий (10-25).

В этом случае выражение (10-19) после разложения в ряд приводится к виду:

$$U_p(t) \approx U_1\left(1+\frac{U_2}{U_1}\cos 2\pi Ft\right), \qquad (10\text{-}26)$$

где согласно формуле (10-24)

$$F=\left|\frac{d\alpha_0}{dt}\right|\frac{2l}{\lambda}\left|\sin\alpha_0\right|.$$

Выражение (10-25) определяет частоту пульсации амплитуды приходящего сигнала за счет отражений от двух точек поверхности самолета, удаленных друг от друга на расстояние l. Так как это расстояние может меняться от 0 до l_m, то отраженный от самолета сигнал будет модулирован сплошным спектром частот, имеющим значительную интенсивность в интервале от $F=0$ до $F_{макс}$ [при выполнении условий (10-25)], где

$$F_{макс} \approx \frac{2l_m}{\lambda}\left|\frac{d\alpha_0}{dt}\sin\alpha_0\right|. \qquad (10\text{-}27)$$

Так как в большинстве случаев $\sin\alpha_0 \approx 1$,

то $$F_{макс} \approx \frac{2l_m}{\lambda}\left|\frac{d\alpha_0}{dt}\right| \qquad (10\text{-}27')$$

Как будет выяснено ниже, наиболее опасными для радиолокатора являются те компоненты спектра модуляции, которые близки к частоте вращения диаграммы направленности радиолокатора, $F_p = \frac{\Omega}{2\pi}$.

Так как обычно $F_p = 20 \div 50$ *гц*, то наиболее опасны частóты F в диапазоне $20 - 50$ *гц*. Меньшее влияние оказывают частоты диапазона $0 \div \Delta F_в \approx 0 \div 3$ *гц*.

Из формулы (10-27′) следует, что наиболее опасные частóты (20 — 50 *гц*) вполне могут получаться в реальных условиях.

При $l_m \approx 15 \div 30$ *м*; $\lambda \leqslant 10$ *см* и $\left|\frac{d\alpha_0}{dt}\right| \geqslant 10°/сек$ будет:

$$F_{макс} \geqslant 20 \div 60 \text{ гц}.$$

Таким образом, даже в лучшем случае, при равномерном изменении угла падения луча α_0, могут возникнуть наиболее опасные частоты пульсаций. Если же учесть, что в большинстве случаев угол α_0 изменяется неравномерно и имеет случайные компоненты, то станет вполне понятным, что реальный спектр пульсаций может содержать интенсивные компоненты даже на частотах в несколько десятков или сотен герц.

В реальных случаях изменения угла α_0 могут вызываться следующими основными причинами:

1) вращательными движениями корпуса самолета;
2) поступательным движением корпуса самолета.

Вращательные движения могут быть двух типов:

а) развороты самолета при маневре;

б) небольшие нерегулярные колебания корпуса вокруг центра тяжести (колебания крена, рыскания и тангажа), которые имеют место как при наличии маневра, так и при «прямолинейном и равномерном» движении.

При маневре угол α_0 меняется за счет изменения угла атаки (в начале маневра) и искривления траектории (после установления нового значения угла атаки).

У современных самолетов угол атаки может меняться на 10—20° со скоростью до 10—20°/*сек*, а разворот при маневре может происходить с угловой скоростью до 10—15°/*сек* и давать изменения угла в пределах до 360° и более.

Следовательно, при резких маневрах цели [с поперечными ускорениями $\sim 2 \div 4\ g$] угол α_0 может меняться в больших пределах со скоростью

$$\left|\frac{d\alpha_0}{dt}\right| \leqslant 10 \div 20^\circ/сек.$$

Поэтому при $l = 15 \div 30$ *м*; $\lambda \leqslant 10$ *см* будет:

$$F_{макс} \geqslant 50 \div 200\ гц.$$

При отсутствии маневра колебания корпуса могут составлять $\pm 1 \div 2^\circ$ со скоростью $\left|\frac{d\alpha_0}{dt}\right| \leqslant 1 \div 2^\circ/сек.$

Эти колебания обычно имеют нерегулярный характер, так как могут вызываться большим числом факторов. Поэтому, если при маневре с постоянной угловой скоростью максимальная частота интенсивной части спектра пульсаций определяется по формуле (10-27′), то при небольших нерегулярных колебаниях она может быть значительно выше, чем это следует из формулы (10-27′). Отсюда следует, что небольшие нерегулярные колебания могут оказывать в области высоких частот модуляции ($\geqslant$ 20—30 *гц*) действие, сравнимое с действием быстрого равномерного разворота самолета при маневре.

Рассмотрим теперь влияние поступательного движения корпуса самолета.

Пусть самолет летит с постоянной скоростью $\overline{V}$ (рис. 10-8).

Можно считать в первом приближении, что его продольная ось x, а значит, и отрезок $\overline{C_1C_2}$ совпадают с вектором скорости $\overline{V}$.

Тогда из рис. 10-8 получим:

$$\frac{d\alpha_0}{dt} \approx \frac{V}{r_0} \sin \alpha_0. \tag{10-28}$$

Подставив это выражение в формулу (10-24), найдем частоту колебаний:

$$F = \frac{2V}{\lambda} \cdot \frac{l}{r_0} \sin^2 \alpha_0. \tag{10-29}$$

Эту же формулу можно получить путем анализа так называемого вторичного эффекта Допплера, возникающего

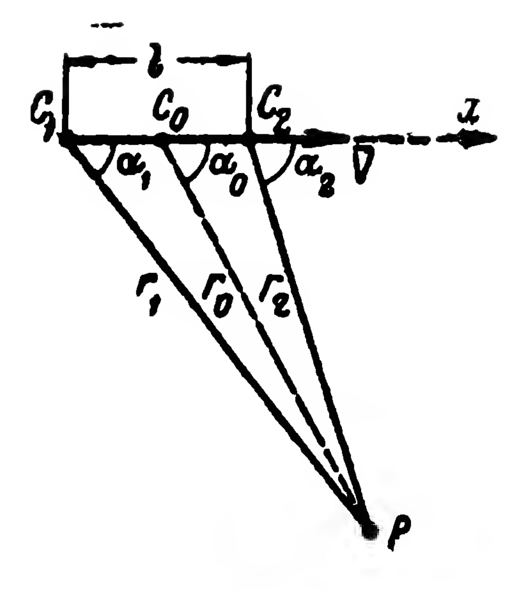


Рис. 10-8.

при движении цели конечных размеров.

Действительно, сигнал, отраженный от точки C_1, имеет частоту Допплера

$$F_{1Д}=\frac{2V}{\lambda}\cos\alpha_1,$$

а сигнал, отраженный от точки C_2, имеет частоту Допплера

$$F_{2Д}=\frac{2V}{\lambda}\cos\alpha_2.$$

Поэтому сигналы, отраженные от точек C_1 и C_2, отличаются друг от друга по частоте на величину

$$\Delta F=|F_{1Д}-F_{2Д}|=\frac{2V}{\lambda}|\cos\alpha_1-\cos\alpha_2|.$$

Следовательно, результирующая амплитуда U_p сигнала, принятого в точке P, будет модулирована частотой

$$F=\Delta F=\frac{2V}{\lambda}|\cos\alpha_1-\cos\alpha_2|.$$

Но из рис. 10-8 следует:

$$|\cos\alpha_1-\cos\alpha_2|\approx\frac{l}{r_0}\sin^2\alpha_0.$$

Поэтому

$$F\approx\frac{2V}{\lambda}\cdot\frac{l}{r_0}\sin^2\alpha_0.$$

Это выражение совпадает с формулой (10-29), полученной выше другим путем.

Такое совпадение результатов вполне понятно: вторичный эффект Допплера (т. е. появление частоты $\Delta F=|F_{1D}-F_{2D}|$) обязан своим происхождением движению цели относительно радиолокатора и конечности ее размеров.

Но при выводе формулы (10-29) учитывались те же факторы: движение цели приводило к изменению угла α_0 по закону (10-28); конечность же размеров цели приводила к тому, что изменение угла α_0 вызывало изменение амплитуды результирующего колебания с частотой F, определяемой формулой (10-24).

Таким образом, влияние поступательного движения самолета на пульсации отраженного сигнала можно рассматривать двумя методами:

а) Первый метод сводится по существу к рассмотрению поступательного движения эквивалентной точечной цели с многолепестковой диаграммой отражения [многолепестковость делает точечную цель эквивалентной (по характеру отражения) цели конечных размеров].

Пульсации принимаемого сигнала объясняются тем, что при движении цели относительно радиолокатора луч последнего как бы последовательно пересекает лепестки диаграммы отражения.

б) Второй метод сводится к тому, что рассматривается сразу поступательное движение цели конечных размеров.

Пульсации принимаемого сигнала в этом случае объясняются тем, что частоты сигналов, отраженных от разных частей движущейся цели, отличаются друг от друга вследствие наличия вторичного эффекта Допплера.

Оба эти метода соответствуют рассмотрению единого физического явления (движения цели конечных размеров) и дают поэтому один и тот же результат. В различных случаях может оказаться более удобным тот или другой метод.

В нашем случае удобнее первый метод, так как он делает более удобным сравнение действия различных источников пульсаций сигнала.

Из формул (10-28) и (10-29) следует, что при больших расстояниях r_0 частоту F можно считать не зависящей от времени, так как в этих случаях величины r_0 и $\sin^2 \alpha_0$ изменяются весьма медленно. Поэтому в первом приближении можно считать, что максимальная частота интенсивной части спектра пульсаций, вызванная равномерными и прямолинейным движением цели, равна:

$$F_{макс} \approx \frac{2V}{\lambda} \cdot \frac{l_m}{r_0} \tag{10-30}$$

Так как $l_m \approx 10 \div 30$ *м*, то при $V \leqslant 300$ *м/сек* и $\lambda \approx 10$ *см* будет:

$$F_{макс} \leqslant \frac{60 \div 200}{r_{0\,км}}\ гц. \tag{10-30'}$$

Следовательно, при $r_0 \geqslant 10$ *км* будет $F_{макс} \leqslant 6 \div 20$ *гц*, т. е. при больших дистанциях до цели частóты наиболее интенсивных пульсаций, вызванных поступательным дви-

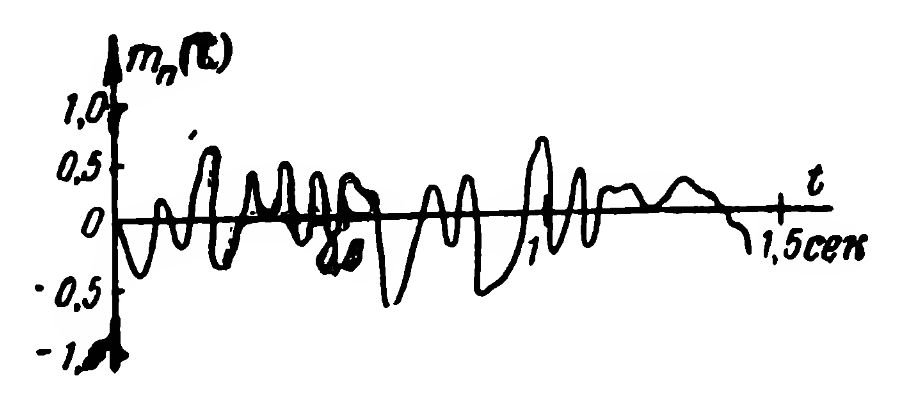


Рис. 10-9.

жением цели, лежат вне наиболее опасного диапазона. Отсюда следует, что на больших дальностях основное мешающее действие создают пульсации, вызванные вращательными движениями самолета и не зависящие от дальности. При малых дальностях, наоборот, начинают преобладать пульсации от поступательного движения цели.

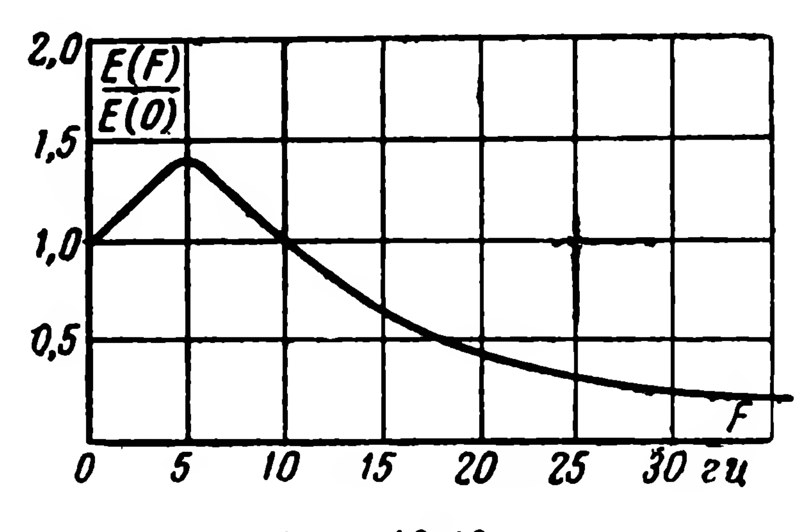


Рис. 10-10.

На основании изложенного можно сделать следующие выводы о характере и происхождении пульсации:

1. Пульсации вызываются вращательными и поступательными перемещениями цели. Чем меньше расстояние до цели, тем больше влияние поступательных перемещений.

2. Интенсивность наиболее опасной, высокочастотной части спектра пульсаций (т. е. частот $F \geqslant 20$ *гц*) убывает с увеличением расстояния r_0 и длины волны λ и уменьшением линейных размеров цели l, ее скорости и маневренности.

На больших расстояниях ($r_0 \geqslant 5 \div 10$ *км*) действие пульсаций почти не зависит от расстояния.

3. Паразитная модуляция, характеризующая пульсации, имеет флуктуационный характер.

Максимальная глубина модуляции $m_{п\,макс}$ может достигать 100%.

Модуляция $m_п(t)$ имеет сплошной спектр частот от нуля до бесконечности, сохраняющий значительную интенсивность вплоть до нескольких десятков или даже сотен герц.

Типичная кривая пульсаций $m_п(t)$, получающаяся на волне 10 *см*, при отражении от бомбардировщика, летящего на большой дальности и не совершающего резких маневров, заимствованная нами из [Л. 7], приведена на рис. 10-9.

На рис. 10-10 дан частотный спектр этой кривой.

10-3. ВОЗДЕЙСТВИЕ ПУЛЬСАЦИЙ НА РАБОТУ РАДИОЛОКАТОРА

Амплитуда отраженного от цели сигнала пульсирует по закону

$$U_p(t) = U_0[1 + m_п(t)]. \qquad (10\text{-}31)$$

Типичная форма функции $m_п(t)$ изображена на рис. 10-9, а ее частотный спектр—на рис. 10-10.

Так как диаграмма направленности радиолокатора вращается с круговой частотой Ω, создавая коническую зону управления, то амплитуда сигнала U_p, принятого антенной радиолокатора, модулирована частотой вращения диаграммы направленности:

$$U_p(t) = U_0[1 + m_п(t)][1 + m\cos(\Omega t + \varphi)]. \qquad (10\text{-}32)$$

Это соотношение является достаточно точным лишь при выполнении условия[1]

$$\mu\frac{l_m}{r_0} \leqslant 0{,}1 \div 0{,}2. \qquad (10\text{-}33)$$

[1] Формула (10-32) не вполне точна, так как она не учитывает влияния вращения диаграммы направленности радиолокатора на характер паразитной модуляции $m_п(t)$. Однако анализ показывает, что это влияние невелико, если выполняется условие $m_1 - m_2 \approx \approx \mu\frac{l_m}{r_0} \leqslant 0{,}1 \div 0{,}2$, где m_1 и m_2 — коэффициенты модуляции сигналов, отраженных от крайних точек цели C_1 и C_2. При $\mu = 30$ 1/радиан и $l_m = 20$ *м* это условие принимает вид: $r_0 \geqslant 3 \div 6$ *км*.

Влияние вращения плоскости поляризации в дальнейшем анализе также не учитывается.

Глубина модуляции m пропорциональна угловому отклонению $\overline{\Theta}$ оси равносигнальной зоны z_1 от направления на цель $\overline{r}$ (см. рис. 10-1):

$$m = \mu\Theta,$$

где μ — коэффициент, характеризующий чувствительность равносигнальной зоны.

Фаза φ характеризует направление отклонения $\overline{\Theta}$.

Ошибки по азимуту и углу места связаны с пространственной ошибкой $\overline{\Theta}$ соотношениями:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\sigma &= \Theta\cos\varphi; \\ \Delta\gamma &= \Theta\sin\varphi. \end{aligned}\right\} \qquad (10\text{-}34)$$

Вследствие действия пульсаций и других возмущений ось антенны непрерывно колеблется вокруг истинного направления на цель. Поэтому величины Θ, m, φ, $\Delta\sigma$ и $\Delta\gamma$ являются функциями времени.

Из формулы (10-32) получаем:

$$U_p(t) = U_0[1 + m\cos(\Omega t + \varphi) + m_n(t) + + m_n(t)\, m\cos(\Omega t + \varphi)].$$

Эта амплитудная модуляция выделяется в приемнике радиолокатора детектором сигнала ошибки *ДСО* (см. рис. 10-1) и дает напряжение сигнала ошибки

$$e_\Omega = U_\Omega[m\cos(\Omega t + \varphi) + m_n(t) + m_n(t)\, m\cos(\Omega t + \varphi)],$$

или

$$e_\Omega = U_\Omega\mu\left[\Theta\cos(\Omega t + \varphi) + \frac{1}{\mu} m_n(t) + + m_n(t)\Theta\cos(\Omega t + \varphi)\right].$$

Далее это напряжение поступает на синхронные детекторы каналов азимута и угла места. Так как оба канала идентичны по действию, то в дальнейшем достаточно рассмотреть лишь канал азимута.

Действие синхронного детектора $СД_1$ можно в первом приближении свести к умножению сигнала ошибки e_Ω на опорное напряжение азимута $e_{1\,оп} = U_{оп}\cos\Omega t$ см. формулу (9-67″)].

Поэтому напряжение на выходе синхронного детектора

$$e_1(t) = C_1\left[\Theta\cos(\Omega t + \varphi) + \frac{m_n(t)}{\mu} + \right.$$
$$\left. + m_n(t)\,\Theta\cos(\Omega t + \varphi)\right]\cos\Omega t,$$

где C_1 — константа, не зависящая от времени.

Проведя тригонометрические преобразования и учитывая соотношение (10-34), можно привести функцию $e_1(t)$ к виду:

$$e_1(t) = \frac{C_1}{2}\left[\Delta\sigma(t) + \frac{2}{\mu}m_n(t)\cos\Omega t + m_n(t)\,\Delta\sigma(t) + \right.$$
$$+ \Delta\sigma(t)\cos 2\Omega t - \Delta\gamma(t)\sin 2\Omega t + m_n(t)\,\Delta\sigma(t)\cos 2\Omega t -$$
$$\left. - m_n(t)\,\Delta\gamma(t)\sin 2\Omega t\right]. \qquad (10\text{-}35)$$

Каскады, расположенные после синхронного детектора $СД_1$, имеют узкую полосу пропускания частот — от нуля до нескольких герц — и могут в первом приближении считаться линейными. Поэтому вызывать отклонение антенны радиолокатора могут только те слагаемые напряжения $e_1(t)$, которые имеют спектр частот в диапазоне от нуля до нескольких герц. Функции $\Delta\sigma(t)$ и $\Delta\gamma(t)$ суть колебания антенны по азимуту и углу места, имеющие частотный спектр в пределах полосы $\Delta F_э \leqslant 3$ *гц* (см. рис. 10-4 и 10-5).

За пределами полосы $\Delta F_э$ амплитуды компонент спектра убывают настолько резко, что ими можно пренебречь.

Частота вращения диаграммы направленности $F_p = \frac{\Omega}{2\pi} \geqslant \geqslant 25$ *гц*; поэтому $2\frac{\Omega}{2\pi} \geqslant 50$ *гц*, и слагаемыми $\Delta\sigma\cos 2\Omega t$ и $\Delta\gamma\sin 2\Omega t$ в выражении (10-35) можно пренебречь.

Частотный спектр пульсаций $m_n(t)$, как указывалось выше, может сохранять значительную интенсивность в диапазоне частот от нуля до нескольких десятков или даже сотен герц. На рис. 10-10 изображен типичный, но далеко не наихудший частотный спектр пульсаций.

Поэтому все остальные слагаемые выражения (10-35) могут давать заметный эффект на выходе системы. Однако в первом приближении последними двумя слагаемыми в этом выражении также можно пренебречь по следующим причинам:

а) Действие слагаемых $m_n(t)\Delta\sigma(t)\cos 2\Omega t$ и $m_n(t)\Delta\gamma(t)\times$ $\times\sin 2\Omega t$ мало по сравнению с действием члена $m_n(t)\Delta\sigma(t)$, так как компоненты спектра $m_n(t)$, расположенные вблизи частоты $\frac{2\Omega}{2\pi}\geqslant 50$ *гц*, обычно значительно меньше компонент того же спектра, но расположенных вблизи нулевой частоты (см., например, рис. 10-10).

б) Как будет видно из дальнейшего, даже член $m_n(t)\times$ $\times\Delta\sigma(t)$ обычно оказывает значительно меньшее действие, чем член $\frac{2}{\mu}m_n(t)\cos\Omega t$. Поэтому в первом приближении выражение (10-35) можно заменить выражением

$$e_1(t)=\frac{C_1}{2}\left[\Delta\sigma(t)+\frac{2}{\mu}m_n(t)\cos\Omega t+m_n(t)\Delta\sigma(t)\right]. \tag{10-36}$$

При отсутствии пульсаций ($m_n=0$) напряжение $e_1(t)$ имело бы вид:

$$e_1(t)=\frac{C_1}{2}\Delta\sigma(t).$$

Следовательно, можно считать, что действие пульсаций сводится к тому, что к отклонению $\Delta\sigma(t)$, вызванному разностью азимутов σ_1 и σ_2, добавляется паразитное отклонение

$$\Delta\sigma_n(t)=\frac{2}{\mu}m_n(t)\cos\Omega t+m_n(t)\Delta\sigma(t). \tag{10-37}$$

Поэтому с учетом действия помех от пульсаций эквивалентная схема следящей системы радиолокатора, изоб-

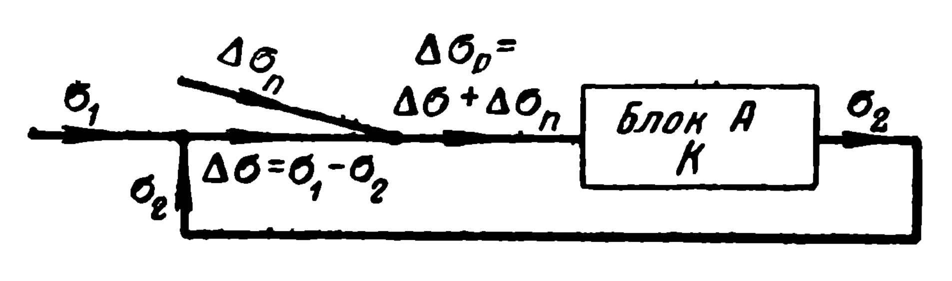


Рис. 10-11.

раженная на рис. 10-2, должна быть приведена к виду, изображенному на рис. 10-11.

Из рис. 10-11 получим:

$$\left.\begin{aligned}\Delta\sigma(t)&=\sigma_1(t)-\sigma_2(t),\\ \Delta\sigma_p(t)&=\Delta\sigma(t)+\Delta\sigma_n(t);\\ \sigma_2(t)&=K(p)\Delta\sigma_p(t).\end{aligned}\right\} \tag{10-38}$$

Из этих уравнений находим:

$$\Delta\sigma(t) = \frac{\sigma_1(t)}{1+K(p)} - \frac{K(p)}{1+K(p)}\Delta\sigma_п(t), \tag{10-39}$$

или

$$\Delta\sigma(t) = \Delta\sigma_Д(t) - \Delta\sigma_ф(t), \tag{10-39'}$$

где

$$\Delta\sigma_Д(t) = \frac{\sigma_1(t)}{1+K(p)}; \tag{10-40а}$$

$$\Delta\sigma_ф(t) = K_p(p)\,\Delta\sigma_п(t); \tag{10-40б}$$

$$K_p(p) = \frac{K(p)}{1+K(p)}. \tag{10-41}$$

При отсутствии пульсаций ($\Delta\sigma_п = 0$) ошибка системы равна:

$$\Delta\sigma(t) = \Delta\sigma_Д(t).$$

Следовательно, $\Delta\sigma_Д(t)$ — динамическая ошибка следящей системы. В статическом режиме, т. е. при $\sigma_1 = \text{const}$, эта ошибка должна быть равна нулю. Поэтому при $\sigma_1 = \text{const}$ $\Delta\sigma_Д(t) = 0$.

В этом случае, т. е. при полете цели по радиальному курсу, ошибка автослежения $\Delta\sigma$ вызывается только пульсациями, и из формулы (10-39') получим:

$$\Delta\sigma(t) = -\Delta\sigma_ф(t) = -K_p(p)\,\Delta\sigma_п(t). \tag{10-42}$$

Переход к комплексным амплитудам дает:

$$\Delta\sigma_к = -K_p(j\omega)\,\Delta\sigma_{пк}.$$

Переходя далее к амплитудам, т. е. частотным спектрам, получим:

$$\Delta\sigma_m = |K_p(j\omega)|\,\Delta\sigma_{пm}. \tag{10-43}$$

Здесь $\Delta\sigma_m$ — частотный спектр ошибки $\Delta\sigma(t)$;

$\Delta\sigma_{пm}$ — частотный спектр функции $\Delta\sigma_п(t)$;

$|K_p(j\omega)|$ — амплитудно-частотная характеристика замкнутой следящей системы, изображенная на рис. 10-4 и 10-5 и имеющая узкую эквивалентную полосу пропускания ($\Delta F_э \leqslant 1 \div 3$ *гц*), в пределах которой можно считать $|K_p(j\omega)| \approx 1$.

Следовательно, соотношение (10-43) показывает, что частотный спектр ошибки $\Delta\sigma_m$ равен той части частотного спектра функции $\Delta\sigma_n(t)$, которая расположена в пределах полосы пропускания $\Delta F_в$ замкнутой системы автослежения.

Согласно формуле (10-37)

$$\Delta\sigma_n(t) = \frac{2}{\mu} m_n(t) \cos \Omega t + m_n(t) \Delta\sigma(t). \qquad (10\text{-}44)$$

Из этой формулы следует, что пульсации $m_n(t)$ оказывают мешающее действие двумя путями:

а) Компоненты спектра $E(F)$, соответствующего пульсации $m_n(t)$ (см. рис. 10-9 и 10-10), близкие к частоте вращения антенны $F_p = \frac{\Omega}{2\pi}$, дают разностные частоты, попадающие в полосу $\Delta F_в$, за счет первого слагаемого в выражении (10-44). Этот путь будем называть прямым прохождением.

б) Компоненты спектра $E(F)$, расположенные в диапазоне частот от нуля до $2\Delta F_в$ (т. е. в диапазоне частот от 0 до $2 \div 6$ *гц*), дают разностные частоты, попадающие в полосу $\Delta F_в$, за счет второго слагаемого в выражении (10-44), т. е. за счет комбинационных частот между спектром пульсации $m_n(t)$ и спектром ошибки $\Delta\sigma(t)$. Этот путь будем называть комбинационным прохождением.

Для нахождения результирующего действия всех компонент, попадающих в полосу $\Delta F_в$, необходимо выяснить, как следует суммировать амплитуды этих компонент. Нетрудно доказать, что в данном случае суммирование должно быть квадратичным, т. е. колебание можно считать флуктуационным.

Как известно, при анализе действия колебания $e(t)$ это колебание заведомо можно рассматривать как флуктуационное, если мала корреляция (связь) между значениями функции $e(t)$, разделенными интервалом времени $\Delta t \approx \approx \frac{1}{\Delta f_p}$, где Δf_p — результирующая полоса пропускания системы, на которую воздействует функция $e(t)$. (При выполнении этого условия в системе происходит взаимное наложение по меньшей мере нескольких независимых нерегулярных импульсов).

В данном случае

$$\Delta f_p = \Delta F_в \leqslant 1 \div 3 \text{ гц};$$

поэтому

$$\Delta t \geqslant 0{,}2 \div 1\ \textit{сек}.$$

Пульсация $m_п(t)$ дает для такого большого интервала времени малую корреляцию. Действительно, пульсация вызывается колебанием лепестков диаграммы отражения самолета относительно направления на цель $\overline{r}$. Как указывалось в § 10-2, на волнах $\lambda \leqslant 10\ см$ ширина большинства лепестков не превышает $0{,}15 - 0{,}4^\circ$, а направление $\overline{r}$ колеблется относительно лепестков с угловой скоростью $\geqslant 2 \div 20^\circ/сек$. Поэтому за время Δt пересекается по меньшей мере несколько лепестков различных величин и форм и, следовательно, в кривой $m_п(t)$ получается несколько нерегулярных импульсов (см., например, рис. 10-9).

Таким образом, пульсацию $m_п(t)$ в интересующих нас случаях вполне можно считать флуктуационным колебанием. Отсюда нетрудно заключить, что оба слагаемых в выражении (10-44) являются флуктуационными колебаниями.

Кроме того, оба слагаемых можно считать независимыми друг от друга, так как в первом слагаемом учитывается лишь та часть спектра функции $m_п(t)$, которая близка к частоте $F_р \geqslant 25\ гц$, а во втором — часть спектра от 0 до $2\Delta F_в \leqslant 6\ гц$.

Поэтому все компоненты спектра как для каждого слагаемого, так и для обоих слагаемых вместе должны суммироваться квадратично. Из формул (10-40б) и (10-44) получаем следующие соотношения, определяющие флуктуационную ошибку $\Delta\sigma_ф$:

$$\Delta\sigma_ф = \Delta\sigma_{1ф} + \Delta\sigma_{2ф}, \tag{10-45}$$

где

$$\Delta\sigma_{1ф} = K_р \Delta\sigma_{1п}; \tag{10-46}$$

$$\Delta\sigma_{2ф} = K_р \Delta\sigma_{2п}; \tag{10-47}$$

$$\Delta\sigma_{1п} = \frac{2}{\mu} m_п(t) \cos \Omega t; \tag{10-48}$$

$$\Delta\sigma_{2п} = m_п(t)\, \Delta\sigma(t). \tag{10-49}$$

Здесь $\Delta\sigma_{1ф}$ — ошибка прямого прохождения помехи;
$\Delta\sigma_{2ф}$ — ошибка комбинационного прохождения.

Как показано ниже, в большинстве случаев ошибкой $\Delta\sigma_{2\phi}$ можно пренебречь. Поэтому рассмотрим более подробно процесс нахождения ошибки $\Delta\sigma_{1\phi}$.

Известно, что если на вход линейного четырехполюсника действует флуктуационное колебание $U_1(t)$ (рис. 10-12), имеющее частотный спектр $E_1(f)$ и эффективное значение $U_{1э\phi}$, где

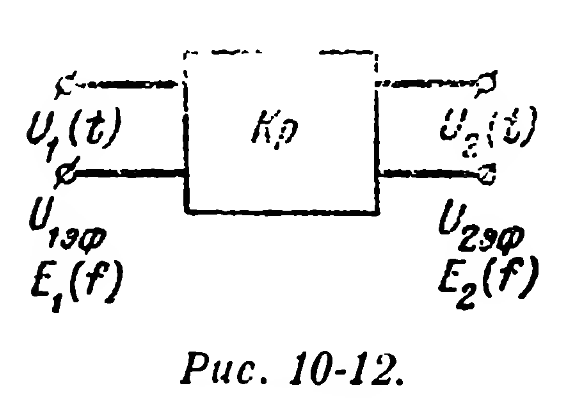


Рис. 10-12.

$$U^2_{1э\phi} = \int_0^\infty E_1^2(f)\cdot df, \qquad (10\text{-}50)$$

то на выходе этого четырехполюсника образуется флуктуационное колебание $U_2(t)$, имеющее частотный спектр

$$E_2(f) = E_1(f)\,|K_p(j2\pi f)| \qquad (10\text{-}51)$$

и эффективное значение $U_{2э\phi}$, где

$$U^2_{2э\phi} = \int_0^\infty E_2^2(f)\,df = \int_0^\infty E_1^2(f)\,|K_p(j2\pi f)|^2\cdot df. \qquad (10\text{-}52)$$

Поэтому эффективное значение ошибки $\Delta\sigma_{1\phi}$ может быть найдено из соотношения

$$\Delta\sigma^2_{1э\phi} = \int_0^\infty E_2^2(f)\cdot df = \int_0^\infty E_n^2(f)\,|K_p(j2\pi f)|^2\cdot df, \qquad (10\text{-}53)$$

где $E_n(f)$ — частотный спектр возмущения $\Delta\sigma_{1n}$.

Из формулы (10-48) следует, что частотный спектр возмущения получается из частотного спектра пульсаций $m_n(t)$ путем преобразования суммарных и разностных частот с частотой сканирования $F_p = \frac{\Omega}{2\pi}$.

Учитывая это обстоятельство и пренебрегая, кроме того, той частью спектра $E_n(f)$, которая расположена выше частоты вращения антенны F_p (так как для нее $|K_p(j2\pi f)| \ll 1$), получаем следующее соотношение:

$$E_n^2(f) \approx \frac{1}{\mu^2}\left[E^2(F_p - f) + E^2(F_p + f)\right], \qquad (10\text{-}54)$$

где $E(f)$ — спектр пульсации $m_n(t)$.

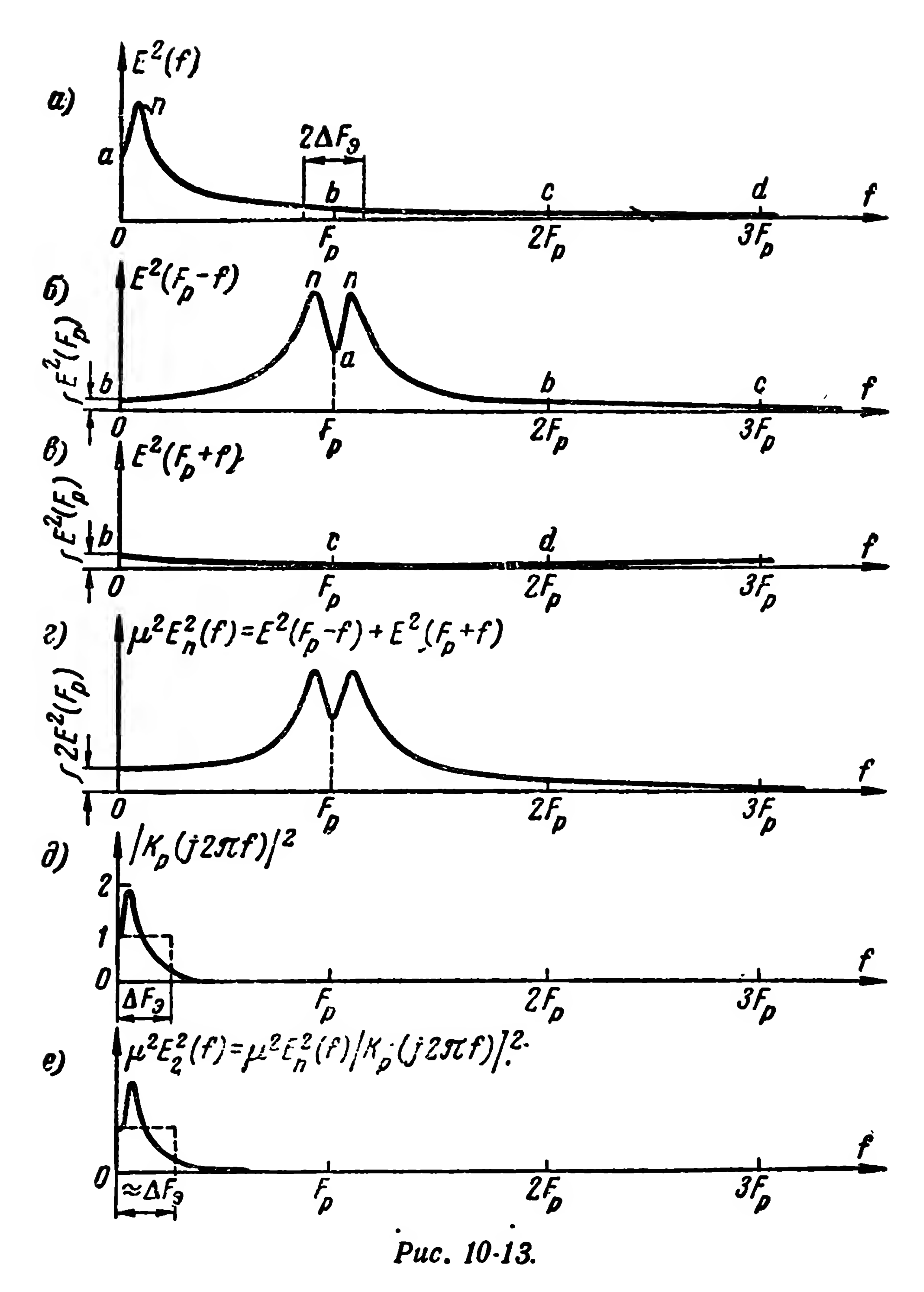


Рис. 10-13.

Из этих рисунков видно, что в интересующей нас области частот ($f \ll F_p$) функция $E^2(F_p-f)$ получается перевертыванием участка ab кривой $E^2(f)$, а функция $E^2(F_p+f)$ — переносом участка bc кривой ($E^2(f)$ в начало координат.

Из изложенного следует, что вычисление эффективного значения ошибки автослежения $\Delta\text{э}_{1эф}$ по формуле (10-53) можно производить в следующей последовательности:

а) По заданной графически спектральной кривой пульсаций $E^2(f)$ построить кривые $E^2(F_p-f)$ и $E^2(F_p+f)$, а затем и суммарную кривую

$$E^2(F_p-f)+E^2(F_p+f)=\mu^2E_n^2(f)$$

(рис. 10-13,*а*, *б*, *в* и *г*).

б) Зная все параметры следящей системы, построить квадрат ее амплитудно-частотной характеристики $|K_p(j2\pi f)|^2$ (рис. 10-13,*д*).

в) Построить кривую

$$\mu^2E_2^2(f)=\mu^2E_n^2(f)\,|K_p(j2\pi f)|^2$$

перемножением ординат кривых $\mu^2E_n^2(f)$ и $|K_p(j2\pi f)|^2$ (рис. 10-13,*е*).

г) Вычислить планиметром площадь этой кривой

$$S=\int\limits_0^\infty \mu^2E_2^2(f)\cdot df.$$

д) Вычислить искомую ошибку

$$\Delta\sigma_{1эф}^2=\frac{S}{\mu^2}\ \text{или}\ \Delta\text{э}_{1эф}=\frac{\sqrt{S}}{\mu}$$

Однако можно значительно упростить приведенные выше вычисления и повысить их наглядность, если сделать следующее приближение, вполне допустимое в большинстве случаев:

$$E^2(F_p-f)\approx E^2(F_p+f)\approx E^2(F_p). \qquad (10\text{-}55)$$

Это допущение означает, что функции $E^2(F_p-f)$ и $E^2(F_p+f)$ неизменны в пределах выходной полосы пропускания $\Delta F_в$.

Такое допущение вполне законно, так как обычно $\Delta F_в \ll F_p$. Действительно, выше указывалось, что обычно $\Delta F_в \leqslant 1 \div 3$ *гц*; в то же время в большинстве случаев $F_p \geqslant 25 \div 30$ *гц*. Следовательно, допущение (10-55) состоит в том, что мы полагаем функцию $E^2(f)$ неизменной в пре-

делах узкой полосы $\Delta F_э$ вокруг частоты сканирования F_p (рис. 10-13,*а*).

Поэтому с вполне достаточной точностью можно выражение (10-54) заменить следующим приближенным выражением[1]:

$$E_n^2(f) \approx \frac{2}{\mu^2} E^2(F_p). \qquad (10\text{-}54а)$$

Тогда формула (10-53) принимает вид:

$$\Delta\sigma_{1\,эф}^2 = \frac{2}{\mu^2} E^2(F_p) \int\limits_0^\infty |K_p(j2\pi f)|^2\, df.$$

Учитывая формулу (10-9), получаем:

$$\Delta\sigma_{1\,эф} = \frac{\sqrt{2\Delta F_э}}{\mu} E(F_p). \qquad (10\text{-}56)$$

Частотный спектр этой ошибки

$$E_2(f) = E_n(f)\,|K_p(j2\pi f)|. \qquad (10\text{-}57)$$

Из (10-57) и (10-54а) получаем:

$$E_2(f) \approx \frac{\sqrt{2}}{\mu} E(F_p)\,|K_p(j2\pi f)|. \qquad (10\text{-}58)$$

Так как величина $\frac{\sqrt{2}}{\mu} E(F_p)$ не зависит от f, то из формулы (10-58) следует, что форму частотного спектра ошибки $\Delta\sigma_{1ф}$ с достаточной точностью можно считать совпада щей с формой амплитудно-частотной характеристики $|K_p(j2\pi f)|$.

Для того чтобы сделать формулу (10-56) еще более наглядной и удобной для расчета, выразим частотный спектр пульсаций $E(F_p)$ через эффективное значение пульсаций $m_{n\,эф}$.

В соответствии с общей формулой (10-50) имеем:

$$m_{n\,эф}^2 = \int\limits_0^\infty E^2(f)\, df. \qquad (10\text{-}59)$$

---

[1] Такая замена особенно оправдана тем, что функции $E_n^2(f)$ и $|K_p(j2\pi f)|^2$ нестабильны и поэтому не могут быть определены с большой точностью.

Введем понятие об эквивалентной ширине полосы спектра помехи, $\Delta f_{эп}$, понимая под этой величиной следующее выражение:

$$\Delta f_{эп} = \frac{\int\limits_0^\infty E^2(f)\cdot df}{E^2(0)} = \int\limits_0^\infty \left[\frac{E(f)}{E(0)}\right]^2 \cdot df. \qquad (10\text{-}60)$$

Из этого выражения следует, что величина $\Delta f_{эп}$ может быть найдена графически как основание прямоугольника

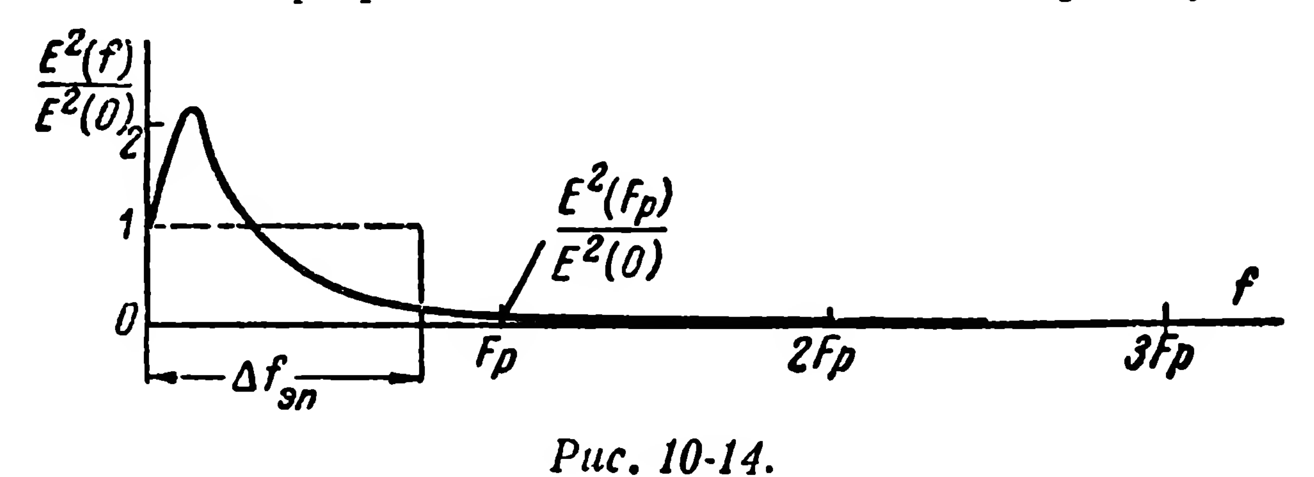


Рис. 10-14.

с высотой, равной единице, и площадью, равной площади между квадратом относительного спектра пульсаций $\frac{E(f)}{E(0)}$ и осью абсцисс (рис. 10-14).

Из формул (10-59) и (10-60) следует:

$$E(0) = \frac{m_{п\,эф}}{\sqrt{\Delta f_{эп}}}. \qquad (10\text{-}61)$$

Из формул (10-61) и (10-56) получаем:

$$\Delta\sigma_{1\,эф} = \frac{m_{п\,эф}}{\mu}\cdot\frac{E(F_p)}{E(0)}\sqrt{\frac{2\Delta F_в}{\Delta f_{эп}}}; \qquad (10\text{-}62)$$

Здесь $\frac{E(F_p)}{E(0)}$ — значение относительного спектра пульсаций на частоте сканирования F_p (рис. 10-14).

Формула (10-62) позволяет весьма просто и наглядно оценить возможные значения ошибки автослежения $\Delta\sigma_{1\,эф}$ при самых разнообразных формах и значениях спектра помехи и характеристики $|K_p(j2\pi f)|$.

Для ошибки комбинационного прохождения $\Delta\sigma_{2эф}$ и результирующей флуктуационной ошибки автослежения $\Delta\sigma_{эф}$

путем аналогичного, но несколько более сложного анализа получаются следующие выражения:

$$\Delta\sigma_{эф}=\sqrt{\Delta\sigma_{1\,эф}^2+\Delta\sigma_{2\,эф}^2}. \quad (10\text{-}63)$$

Если динамическая ошибка мала по сравнению с флуктуационной, т. е. $\Delta\sigma_Д<\Delta\sigma_{эф}$, то

$$\Delta\sigma_{2\,эф}\approx m_{п\,эф}\Delta\sigma_{эф}\sqrt{\frac{\Delta F_э}{\Delta f_{эп}}}. \quad (10\text{-}64)$$

Из формул (10-63) и (10-64) следует, что при этом

$$\Delta\sigma_{2\,эф}\approx\frac{m_{п\,эф}\sqrt{\frac{\Delta F_э}{\Delta f_{эп}}}\Delta\sigma_{эф}}{\sqrt{1-m_{п\,эф}^2\frac{\Delta F_э}{\Delta f_{эп}}}} \quad (10\text{-}65)$$

и

$$\Delta\sigma_{эф}\approx\frac{\Delta\sigma_{1\,эф}}{\sqrt{1-m_{п\,эф}^2\frac{\Delta F_э}{\Delta f_{эп}}}}. \quad (10\text{-}66)$$

В большинстве случаев $m_{п\,эф}^2\frac{\Delta F_э}{\Delta f_{эп}}\ll 1$ и формулы (10-65) и (10-66) принимают вид:

$$\Delta\sigma_{2\,эф}\approx m_{п\,эф}\sqrt{\frac{\Delta F_э}{\Delta f_{эп}}}\Delta\sigma_{1\,эф}; \quad (10\text{-}65а)$$

$$\Delta\sigma_{эф}\approx\Delta\sigma_{1\,эф}. \quad (10\text{-}66а)$$

Если динамическая ошибка велика по сравнению с флуктуационной и постоянна, т. е.

$$\Delta\sigma_Д=\text{const}>\Delta\sigma_{эф},$$

то

$$\Delta\sigma_{2\,эф}\approx m_{п\,эф}\sqrt{\frac{\Delta F_э}{\Delta f_{эп}}}\Delta\sigma_Д \quad (10\text{-}67)$$

Частотный спектр ошибки $\Delta\sigma_{2\,эф}$ и результирующей ошибки $\Delta\sigma_{эф}$ можно считать в первом приближении совпадающим по форме с частотной характеристикой $|K_p(j2\pi f)|$.

Поэтому частотный спектр результирующей ошибки можно представить в следующем виде:

$$\Delta\sigma_m(f) = \frac{\Delta\sigma_{эф}}{\sqrt{\Delta F}} |K_p(j2\pi f)|. \qquad (10\text{-}68)$$

Из соотношений (10-34) имеем:

$$\Theta^2 = \Delta\sigma^2 + \Delta\gamma^2.$$

Усредняя левую и правую части, имеем:

$$\overline{\Theta^2} = \overline{\Delta\sigma^2} + \overline{\Delta\gamma^2},$$

но по определению

$$\overline{\Theta^2} = \Theta^2_{эф};\ \overline{\Delta\sigma^2} = \Delta\sigma^2_{эф} \text{ и } \overline{\Delta\gamma^2} = \Delta\gamma^2_{эф},$$

где $\Theta_{эф}$, $\Delta\sigma_{эф}$ и $\Delta\gamma_{эф}$ — эффективные (среднеквадратичные) значения ошибок Θ, $\Delta\sigma$ и $\Delta\gamma$ соответственно. Поэтому

$$\Theta_{эф} = \sqrt{\Delta\sigma^2_{эф} + \Delta\gamma^2_{эф}}$$

Так как каналы автослежения по азимуту (по $\Delta\sigma$) и углу места (по $\Delta\gamma$) идентичны, то

$$\Delta\gamma_{эф} = \Delta\sigma_{эф}$$

и между эффективными значениями ошибок $\Delta\sigma_{эф}$ и $\Theta_{эф}$ имеется следующая простая связь:

$$\Theta_{эф} = \sqrt{2}\Delta\sigma_{эф}. \qquad (10\text{-}69а)$$

Из соотношений (10-62), (10-66а) и (10-69а) получается:

$$\Theta_{эф} \approx \frac{2}{\mu} m_{n\,эф} \frac{E(F_p)}{E(0)} \sqrt{\frac{\Delta F_э}{\Delta f_{эn}}}. \qquad (10\text{-}69б)$$

Рассмотрим типичный числовой пример:

а) Радиолокатор имеет следующие данные:

$$F_p = 25\ гц;\ \Delta F_э = 3\ гц;\ \mu = 3\frac{\%}{т.\ д.} = 0{,}03\frac{1}{т.\ д.}.$$

б) Пульсации сигнала характеризуются кривой $m_n(t)$ и частотным спектром $\frac{E(F)}{E(0)}$, изображенными на рис. 10-9 и 10-10.

В этом случае

$$m_{n\,эф} \approx 0{,}25 \text{ и } \Delta f_{вп} \approx 20 \text{ гц}.$$

Для частоты $F_p = 25$ *гц* получается:

$$\frac{E(F_p)}{E(0)} \approx 0{,}32.$$

При более высоких частотах амплитуды спектра убывают несколько быстрее, чем обратно пропорционально частоте; поэтому, задавая некоторый запас, можно считать, что при $F \geqslant 25$ *гц*

$$\frac{E(F)}{E(0)} \approx \frac{\text{const}}{F}. \tag{10-70}$$

Для указанных данных формулы (10-69а) и (10-69б) дают:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\sigma_{эф} &= 1{,}5 \text{ т. д;} \\ \Theta_{эф} &= 2{,}1 \text{ т. д.;} \\ m_{эф} &= \mu\Theta_{эф} = 6{,}4\% . \end{aligned}\right\} \tag{10-71}$$

Как видно, пульсации, приведенные на рис. 10-9, могут вызывать среднеквадратичную угловую ошибку по каждой координате $\Delta\sigma_{эф} \approx 1{,}5$ т. д. и пространственную среднеквадратичную ошибку $\Theta_{эф} \approx 2$ т. д.

Наиболее точные из описанных в литературе радиолокаторов дают в режиме автоматического сопровождения цели примерно такую же величину ошибки.

Следовательно, пульсации сигнала являются одним из основных, если не основным, источником ошибок прецизионного радиолокатора.

Соотношения (10-71) были получены в предположении, что пульсации характеризуются кривой на рис. 10-9 и спектром на рис. 10-10, что является далеко не худшим случаем.

Можно оценить предельную величину ошибки, вызываемую наиболее опасными по характеру пульсациями, ко-

торые могут иметь место в самом неблагоприятном случае (малое расстояние до цели, большие скорость и маневренность цели, большое отношение размеров цели к длине волны).

В этом случае спектр пульсаций $E(f)$ может сохранять примерно неизменную интенсивность вплоть до частоты вращения антенны F_p, т. е. в выражении (10-69б) следует положить $\frac{E(F_p)}{E(0)} \approx 1$.

Однако очевидно, что в этом случае эквивалентная ширина полосы спектра $\Delta f_{эп}$ будет больше частоты F_p.

Поэтому на основании формулы (10-69б) можно написать неравенство

$$\mu\Theta_{эф} = m_{эф} \leqslant 2m_{п\,эф} \sqrt{\frac{\Delta F_в}{1,5F_p}}.$$

Так как

$$\frac{m_{п\,эф}}{m_{п\,макс}} \leqslant 0,25 \div 0,35 \text{ и } m_{п\,макс} \leqslant 1,$$

то

$$m_{п\,эф} \leqslant 0,35.$$

Поэтому получаем:

$$\left.\begin{aligned} m_{эф} &\leqslant 0,55 \sqrt{\frac{\Delta F_в}{F_p}}; \\ \Theta_{эф} &\leqslant \frac{0,55}{\mu} \sqrt{\frac{\Delta F_в}{F_p}}. \end{aligned}\right\} \quad (10\text{-}72)$$

Для тех же данных, что и в рассмотренном выше примере, получается:

$$m_{эф} \leqslant 20\%; \ \Theta_{эф} \leqslant 6 \text{ т. д.}$$

Следовательно, в худшем случае пульсации могут давать ошибку, которая в 3—4 раза больше ошибки, даваемой типовыми пульсациями, изображенными на рис. 10-9.

10-4. ОСЛАБЛЕНИЕ ВЛИЯНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ

Рассмотрим возможность ослабления влияния пульсаций путем такого подбора параметров радиолокатора, влияющих на ошибку $\Theta_{эф}$, чтобы эта ошибка была минимальной.

Из формулы (10-69б) следует, что такими параметрами являются μ, F_p и $\Delta F_в$. Кроме того, как указывалось в

§ 10-2, характер пульсаций зависит от длины волны λ: с укорочением волны увеличиваются отношение $\frac{E(F_p)}{E(\upsilon)}$ и эквивалентная полоса пульсаций $\Delta f_{эп}$.

Из формулы (10-69б) видно, что ошибка $\Theta_{эф}$ зависит от величины

$$N = \frac{E(F_p)}{E(\upsilon)} \cdot \frac{1}{\sqrt{\Delta f_{эп}}}. \qquad (10\text{-}73)$$

Следовательно, с укорочением волны первый множитель в выражении (10-73) увеличивается, а второй уменьшается. Так как величина N, характеризующая действие пульсаций, зависит не только от длины волны λ, но и от многих других факторов (размера цели, ее скорости и маневренности, расстояния до цели и др.), то получить вполне определенную количественную зависимость N от λ весьма затруднительно. Из приведенных выше данных и расчетов можно сделать следующие заключения:

а) Величина $m_{п\,эф}$ на волне $\lambda \approx 10$ *см* близка к максимально возможной (при $\lambda = 10$ *см* получается $m_{п\,эф} = 0{,}2 \div 0{,}3$).

б) Величина $\frac{E(F_p)}{E(\upsilon)}$ зависит, помимо длины волны λ и прочих факторов, от частоты вращения антенны F_p: чем больше F_p, тем меньше $\frac{E(F_p)}{E(\upsilon)}$.

в) Эквивалентная полоса пульсаций $\Delta f_{эп}$ в первом приближении, как следует из § 10-2, пропорциональна $\frac{1}{\lambda}$, т. е.

$$\Delta f_{эп} \approx \frac{\text{const}}{\lambda}. \qquad (10\text{-}74)$$

г) Из предыдущих пунктов следует, что ошибка от пульсаций может возрастать с уменьшением длины волны и тем более резко, чем больше F_p.

Рассмотрим теперь влияние параметров μ, F_p и $\Delta F_в$.

Из формулы (10-69б) следует, что ошибка обратно пропорциональна чувствительности равносигнальной зоны μ.

Для радиолокатора с параболическим рефлектором

диаметром D из соотношений (9-114б), (9-75) и (9-128) получается:

$$\mu \approx 0{,}35 \frac{D}{\lambda} \sqrt{\frac{1}{\eta} - 1}, \qquad (10\text{-}75)$$

где $\frac{1}{\eta}$ — отношение мощности, излучаемой в направлении максимума диаграммы направленности, к мощности, излучаемой вдоль оси равносигнальной зоны.

Следовательно, увеличивать μ с целью уменьшения ошибки $\Theta_{эф}$ можно, вообще говоря, за счет увеличения D или $\frac{1}{\eta}$, либо за счет уменьшения длины волны λ. Однако выше указывалось, что уменьшение волны λ может увеличить действие пульсаций; поэтому увеличение μ за счет уменьшения λ может не дать существенного уменьшения ошибки $\Theta_{эф}$. Таким образом, остается увеличивать D или $\frac{1}{\eta}$. Однако значительное увеличение $\frac{1}{\eta}$ заметно ухудшает угловую разрешающую способность радиолокатора и снижает дальность его действия.

Наиболее резко уменьшить ошибку $\Theta_{эф}$ можно увеличением диаметра рефлектора D, при сохранении неизменной длины волны λ.

Однако и в этом направлении современные радиолокаторы уже сравнительно близки к рациональному пределу.

Повышение частоты вращения антенны F_p может существенно снизить ошибку $\Theta_{эф}$, особенно в тех случаях, когда амплитуды спектра $E(F)$ быстро убывают в области частот выше 15—20 *гц*, что имеет место, если длина волны не очень мала ($\lambda \geqslant 10$ *см*), а расстояние до цели сравнительно велико ($r_0 \geqslant 5 \div 10$ *км*).

Так, например, для пульсации, изображенной на рис. 10-9 и 10-10, увеличение частоты вращения антенны с 25 до 50 *гц* может уменьшить ошибку $\Theta_{эф}$ более чем в 2 раза. В то же время такое увеличение частоты F_p в большинстве случаев допустимо и с точки зрения других технических показателей радиолокатора.

Наконец, последним параметром радиолокатора, влияющим на ошибку от пульсаций, является эквивалентная полоса пропускания $\Delta F_э$.

Из формулы (10-69б) видно, что $\Theta_{эф} = \text{const} \sqrt{\Delta F_в}$. Поэтому существенного уменьшения ошибки можно достигнуть лишь за счет резкого уменьшения полосы $\Delta F_в$ и, следовательно, резкого увеличения инерционности радиолокатора, вызывающей динамическую ошибку при маневре цели.

В ряде случаев сужение полосы $\Delta F_в$ может оказаться все же целесообразным; однако большинство современных радиолокаторов и в этом отношении сравнительно близко к пределу [см. соотношения (10-15)—(10-17)].

Приведенный выше анализ показывает, что по сравнению с описанными в литературе радиолокаторами имеются еще возможности дальнейшего уменьшения ошибки от пульсаций $\Theta_{эф}$ в несколько раз. Одним из наиболее рациональных мероприятий в ряде случаев может оказаться повышение частоты вращения антенны или сужение полосы. Однако этот же анализ показывает, что в ряде случаев существенное снижение ошибки от пульсаций может оказаться затрудненным из-за значительного ухудшения других технических показателей радиолокатора.

Поэтому наряду с прямыми методами необходимо разрабатывать и другие методы ослабления действия пульсаций.

10-5. ДЕЙСТВИЕ ВНУТРЕННЕГО ШУМА ПРИЕМНИКА

На выходе усилителя промежуточной частоты, т. е. на входе детектора импульсов *ДИ* (см. рис. 10-1), действуют высокочастотные импульсы сигнала с амплитудой U_{mc}, длительностью τ и частотой повторения $F_n = \frac{1}{T_n}$ и шум с эффективным значением $U_ш$.

Амплитуда импульсов сигнала модулирована частотой вращения антенны

$$U_{mc}(t) = U_{0m}[1 + m\cos(\Omega t + \varphi)] \qquad (10\text{-}76)$$

(влияния пульсаций сигнала мы здесь не учитываем).

Усилитель промежуточной частоты имеет эквивалентную полосу пропускания $\Delta f_в$, а видеоусилитель — полосу $\Delta F_{ву}$.

Предположим что полосы $\Delta f_в$ и $\Delta F_{ву}$ выбраны так, что

импульс сигнала успевает нарасти до стационарной величины за время, меньшее τ, а именно:

$$\left.\begin{aligned} \Delta f_в &\approx \frac{1}{\tau}; \\ \Delta F_{ву} &\geqslant \frac{\Delta f_в}{2}. \end{aligned}\right\} \quad (10\text{-}77)$$

Эти соотношения близки к оптимальным с точки зрения отношения сигнал/шум и в то же время облегчают рассмотрение взаимодействия сигнала и шума. Предположим далее, что детектор сигнала ошибки (*ДСО* рис. 10-1) работает по принципу так называемого ключевого пикового детектора. Это означает, что напряжение на выходе *ДСО* в течение каждого периода повторения импульсов устанавливается практически мгновенно равным максимальному значению входного напряжения и поддерживается далее постоянным до конца данного периода повторения. В конце данного периода повторения накопленное напряжение скачком (принудительным разрядом) разряжается до нуля, и далее процесс периодически повторяется с периодом, равным периоду повторения импульсов $T_п$.

В этом случае на выходе усилителя сигнала ошибки (*УСО* рис. 10-1) получается следующее отношение шум/сигнал:

$$\frac{U_{ш\Omega}}{U_\Omega} = \frac{1}{m} \cdot \frac{U_ш}{U_c} \sqrt{\frac{2\Delta F_у}{F_п}} \sqrt{C_L(Z, n)}. \quad (10\text{-}78)$$

Вывод этой формулы (довольно сложный) приведен в книге „Пороговые сигналы" [Л. 8]. В приведенной формуле приняты следующие обозначения:

$U_{ш\Omega}$ — действующее значение напряжения шума на выходе *УСО*;

U_Ω — действующее значение напряжения частоты модуляции сигнала $\frac{\Omega}{2\pi}$ на выходе *УСО*;

$U_ш$ — действующее значение напряжения шума на выходе усилителя промежуточной частоты, т. е. на входе детектора импульсов *ДИ* (рис. 10-1);

$U_c = \frac{U_{mc}}{\sqrt{2}}$ — действующее значение напряжения импульса сигнала в тех же точках;

$F_п$ — частота повторения импульсов сигнала;

$\Delta F_у$ — полоса пропускания усилителя *УСО* (эта полоса расположена вблизи частоты, равной частоте модуляции $\frac{\Omega}{2\pi}$);

$$Z=\frac{U_c^2}{U_ш^2};\ \ n=\frac{T_c}{\tau};\tag{10-79}$$

T_c — длительность селектирующего импульса (предполагается, что в приемном тракте имеется селектор, открывающий тракт в течение каждого периода повторения $T_п$ лишь на время T_c).

Формула (10-78) точна лишь при $1\leqslant n\ll Q$, где

$$Q=\frac{T_п}{\tau}\ \text{— скважность импульсов.}\tag{10-80}$$

Функция $C_L(Z,\ n)$ выражается аналитически весьма громоздко {см. [Л. 8], формулы (37), (38) и (44)}.

Однако с погрешностью менее 10% можно выражение $\frac{U_ш}{U_c}\sqrt{C_L(Z,\ n)}$ аппроксимировать следующим, несравненно более простым выражением (предполагая, что детектор *ДИ* является линейным):

$$\Phi(X,\ n)=X\sqrt{(1+0{,}65X^2)\left(1+\frac{n-1}{1+\frac{3}{X^3}}\right)}\tag{10-81}$$

где

$$X=\frac{U_ш}{U_c}.\tag{10-82}$$

Кроме того, учитывая, что при выводе формулы (10-78) полагалось $\Delta f_э\approx\frac{1}{\tau}$, можно привести эту формулу к следующему, более удобному виду:

$$\frac{U_{ш\Omega}}{U_\Omega}=\frac{1}{m}\sqrt{\frac{2Q\Delta F_у}{\Delta f_э}}\Phi(X,\ n).\tag{10-82'}$$

После усилителя *УСО* напряжения сигнала и шума проходят через синхронный детектор (*СД*, рис. 10-1). Если

считать, что этот детектор осуществляет идеальное преобразование, сводящееся к умножению входного напряжения на опорное напряжение, т. е. на $\cos \Omega t$ [см., например, выше формулу (9-67″)], то отношения шум/сигнал на входе и на выходе *СД* связаны следующим простым соотношением:

$$\frac{e_{ш\ эф}}{e_c} = \frac{U_{ш\Omega}}{U_\Omega \cos\varphi} \sqrt{\frac{\Delta F}{\Delta F_y}}, \tag{10-83}$$

где $e_{ш\ эф}$ — действующее значение шума на выходе *СД* в пределах полосы ΔF.

Из формул (10-82) и (10-83) получаем:

$$\frac{e_{ш\ эф}}{e_c} = \frac{1}{m\cos\varphi} \sqrt{\frac{2Q\Delta F}{\Delta f_э}}\, \Phi(X,\ n). \tag{10-84}$$

Но

$$m\cos\varphi = \mu\Theta\cos\varphi = \mu\Delta\sigma;$$

поэтому окончательно имеем:

$$\frac{e_{ш\ эф}}{e_c} = \frac{1}{\mu\Delta\sigma} \sqrt{\frac{2Q\Delta F}{\Delta f_э}}\, \Phi(X,\ n). \tag{10-85}$$

Выражение (10-85) выведено для разомкнутой цепи обратной связи системы автоматического сопровождения.

Для нахождения ошибки, вызываемой шумом в замкнутой цепи системы автосопровождения, можно поступить следующим образом.

На выходе синхронного детектора согласно формуле (10-85) действуют сигнал e_c и шум с эффективным значением напряжения $e_{ш\ эф}$.

Обозначим мгновенное значение этого шума $e_ш(t)$.

Тогда результирующее напряжение на выходе *СД*

$$e_1(t) = e_c(t) + e_ш(t).$$

Здесь $e_c(t)$ — напряжение, вызванное отклонением оси антенны от цели по азимуту, $\Delta\sigma(t)$.

Поэтому

$$e_c(t) = K_1(p)\,\Delta\sigma(t), \tag{10-86}$$

где $K_1(p)$ — коэффициент передачи от входа приемника до выхода синхронного детектора.

Тогда

$$e_1(t) = K_1(p)\left[\Delta\sigma(t) + \frac{e_{ш}(t)}{K_1(p)}\right].$$

Сравнивая это выражение с формулами (10-36) и (10-37), можно заключить, что $\frac{e_{ш}(t)}{K_1(p)}$ эквивалентно функции $\Delta\sigma_n(t)$.

Поэтому, не повторяя всех выводов, можно сразу написать по аналогии с формулой (10-40б):

$$\Delta\sigma_{ф}(t) = K_p(p)\frac{e_{ш}(t)}{K_1(p)}, \qquad (10\text{-}87)$$

где $\Delta\sigma_{ф}(t)$ — ошибка, вызванная действием напряжения $e_{ш}(t)$.

Следовательно, для нахождения эффективного значения этой ошибки, $\Delta\sigma_{эф}$, достаточно рассмотреть прохождение спектра напряжения шума $e_{ш}(t)$ через линейный четырехполюсник с коэффициентом передачи

$$K_2(j\omega) = \frac{K_p(j\omega)}{K_1(j\omega)} \qquad (10\text{-}88)$$

Так как полоса пропускания, соответствующая множителю $K_p(j\omega)$, равна $\Delta F_в \leqslant 3 \div 5$ *гц*, то в пределах этой полосы можно считать коэффициент передачи приемника $|K_1(j\omega)|$ не зависящим от частоты.

Поэтому из формулы (10-87) следует:

$$\Delta\sigma_{эф} = \frac{1}{K_1} e_{ш\,эф}, \qquad (10\text{-}89)$$

где $e_{ш\,эф}$ — эффективное значение напряжения шума на выходе *СД*, определенное в пределах полосы $\Delta F_в$.

Но из формулы (10-86) следует, что

$$K_1 = \frac{e_c}{\Delta\sigma}; \qquad (10\text{-}90)$$

поэтому

$$\Delta\sigma_{эф} = \Delta\sigma\frac{e_{ш\,эф}}{e_c}.$$

Подставляя сюда отношение $\frac{e_{ш.эф}}{e_c}$, взятое из формулы (10-85) для полосы $\Delta F = \Delta F_э$, получим:

$$\Delta\sigma_{эф} = \frac{1}{\mu}\sqrt{\frac{2Q\Delta F_э}{\Delta f_э}}\Phi(X, n), \qquad (10\text{-}91)$$

где $\Delta\sigma_{эф}$ — эффективное значение отклонения по азимуту, вызванное действием внутреннего шума приемника.

Так как канал угла моста идентичен каналу азимута, то

$$\Delta\nu_{эф} = \Delta\sigma_{эф};$$

$$\Theta_{эф} = \sqrt{2}\Delta\sigma_{эф} = \frac{2}{\mu}\sqrt{\frac{Q\Delta F_э}{\Delta f_э}}\Phi(X, n), \qquad (10\text{-}92)$$

где $\Theta_{эф}$ — эффективное значение отклонения оси равносигнальной зоны радиолокатора от направления на цель;

$\Delta f_э$ — эквивалентная полоса пропускания до детектора импульсов;

$\Delta F_э$ — эквивалентная полоса пропускания замкнутой системы автосопровождения;

Q — скважность импульсов;

$\Phi(X, n)$ — функция, зависящая от отношения шум/сигнал на выходе УПЧ, X и коэффициента селектирования $n = \frac{T_c}{\tau}$.

Эту функцию можно вычислять по формуле (10-81). Результаты вычислений для нескольких значений n приведены на рис. 10-15. Из этого рисунка видно, что $\Phi(X, n)$, а значит и угловая ошибка $\Theta_{эф}$ резко возрастает с ростом отношения шум/сигнал, особенно при больших значениях n, т. е. при большом отношении длительности селектирующего импульса к длительности импульса сигнала.

Формулу (10-92) можно представить также в следующем виде:

$$\Phi(X, n) = \frac{m_{эф}}{2}\sqrt{\frac{\Delta f_э}{Q\Delta F_э}}, \qquad (10\text{-}93)$$

где $m_{эф} = \mu\Theta_{эф}$ — эффективное (среднеквадратичное) значение коэффициента паразитной модуляции, создаваемой действием шума.

Задаваясь допустимой величиной $\Theta_{эф}$ или $m_{эф}$, можно определить по формуле (10-93) требуемое значение функции $\Phi(X, n)$, а затем по кривой на рис. 10-15 требуемое значение отношения $\frac{U_ш}{U_c}$ (для заданного или выбранного значения n).

Рассмотрим типовой пример.

Пусть задано: $\Delta f_э = 10^6$ *гц*; $\Delta F = 1$ *гц*; $Q = 1000$; $m_{эф} \leqslant \leqslant 0,1$. Тогда из формулы (10-93) получаем: $\Phi(X, n) \leqslant 1,6$.

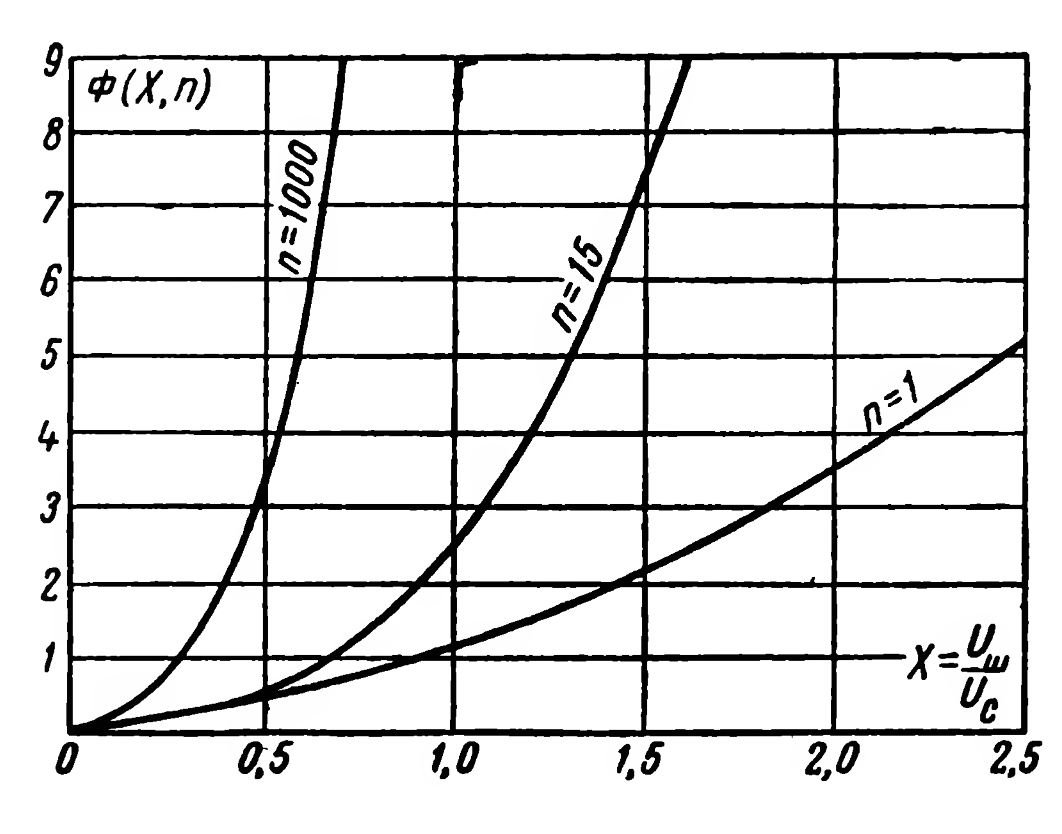


Рис. 10-15.

Из кривых на рис. 10-15 находим, что для выполнения этого требования должно быть: $\frac{U_ш}{U_c} \leqslant 1,25$, если $n = 1$, и $\frac{U_ш}{U_c} \leqslant 0,8$, если $n = 15$. Так как идеальное селектирование ($n = 1$) не всегда можно осуществить, то следует полагать

$$\frac{U_ш}{U_c} \leqslant 0,5 \div 1,$$

т. е.

$$\frac{U_c}{U_ш} \geqslant 1 \div 2. \qquad (10\text{-}94)$$

ГЛАВА ОДИННАДЦАТАЯ

ВЛИЯНИЕ ФЛУКТУАЦИОННЫХ ПОМЕХ НА ТОЧНОСТЬ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ ПЕРВОГО ВИДА

11-1. ОБЩИЕ СООТНОШЕНИЯ

Из рассмотренных выше систем автоматического телеуправления первого вида наибольшую точность, в принципе, может обеспечить система управления радиолокатором цели, позволяющая наводить ракету по методу накрытия цели, т. е. осуществлять движение ракеты по так называемой трехточечной кривой. Поэтому мы рассматриваем именно такую систему телеуправления. Ее блок-схема изображена на рис. 11-1 (см. также § 6-4 и рис. 10-1).

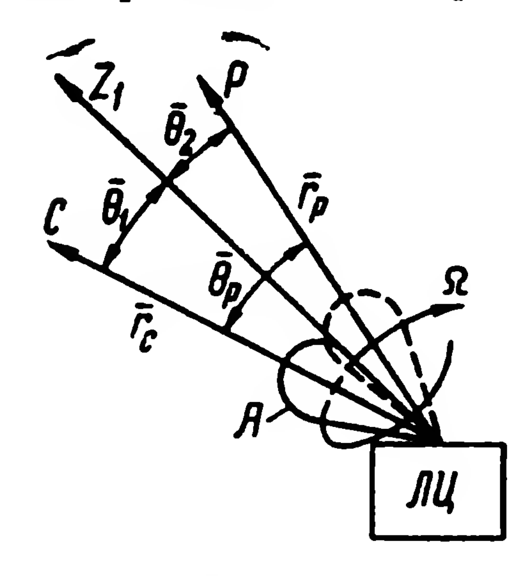


Рис. 11-1.

Радиолокатор цели (*ЛЦ*) работает в режиме автоматического слежения за целью *C*. Автослежение по направлению обеспечивается равносигнальной зоной с осью z_1, создаваемой вращением диаграммы направленности *A* с угловой скоростью Ω. Система автослежения стремится совместить ось z_1 с направлением на цель $\overline{r}_c$, т. е. уменьшить до нуля угловую ошибку $\overline{\Theta}_1$. Равносигнальная зона радиолокатора (*ЛЦ*) используется, кроме того, для управления ракетой *P*, летящей внутри этой зоны.

Система управления стремится совместить ракету с осью равносигнальной зоны радиолокатора z_1, т. е. уменьшить до нуля угловую ошибку $\overline{\Theta}_2$ (рис. 11-1), которую мы будем называть ошибкой управления. Точное наведение ракеты на цель, т. е. точное ее движение по трехточечной кривой, будет иметь место при совпадении направления на ракету $\overline{r}_p$ с направлением на цель $\overline{r}_c$, т. е. при равенстве нулю отклонения $\overline{\Theta}$

Следовательно, точность наведения характеризуется отклонением $\overline{\Theta}_p$, которое мы будем называть ошибкой наведения ракеты на цель.

Из рис. 11-1 следует:

$$\overline{\Theta}_p = \overline{\Theta}_1 - \overline{\Theta}_2. \qquad (11\text{-}1)$$

Следовательно, ошибка наведения складывается из ошибки

управления Θ_2 и ошибки автослежения $\bar{\Theta}_1$. Поэтому, даже при идеальном управлении ($\Theta_2 = 0$), ошибка наведения равна не нулю, а ошибке автослежения.

Управление может быть осущестьлено, например, путем установки на ракете приемника, который обнаруживает амплитудную модуляцию с частотой Ω, возникающую при отклонении ракеты от оси равносигнальной зоны z_1. Для определения направления этого отклонения на ракету передается также опорное напряжение радиолокатора $U_{оп} \cos \Omega t$. На выходе *ДСО* (детектора сигнала ошибки) приемника ракеты получается, таким образом, напряжение сигнала ошибки

$$e_\Omega(t) = U_\Omega \cos(\Omega t + \varphi),$$

где

$$U_\Omega = K(p)\Theta_2,$$

или в комплексной форме:

$$\boldsymbol{U}_\Omega = \boldsymbol{K}\boldsymbol{\Theta}_2,$$

где комплекс $\boldsymbol{\Theta}_2$ соответствует напряжению $\Theta_2 \cos(\Omega t + \varphi)$ и точно отображает пространственное отклонение $\bar{\Theta}_2$. Это напряжение вместе с опорным напряжением и является базой для образования команд на рули ракеты.

В процессе управления ракета как бы стремится следить за осью равносигнальной зоны радиолокатора (рис. 11-1): при отклонении в пространстве оси равносигнальной зоны z_1 на некоторый угол ракета перемещается так, чтобы радиус-вектор $\bar{r}_p$ отклонился на такой же угол.

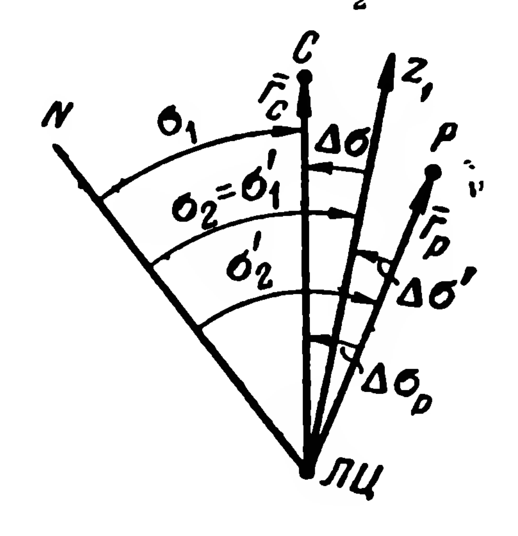


Рис. 11-2.

Предположим для простоты, что система координат, в которой ракета отрабатывает свои перемещения, совпадает с системой координат, связанной с зоной управления радиолокатора, и будем вместо пространственных отклонений рассматривать два ортогональных компонента этих отклонений, например отклонения по углу места γ и азимуту σ. Тогда можно ограничиться рассмотрением действия лишь одного канала управления, например канала азимута. Действие этого канала иллюстрируется рис. 11-2. Направления

радиусов-векторов $\bar{r}_c$, $\bar{z}_1$ и $\bar{r}_p$ характеризуются азимутами σ_1, σ_2 и σ_2' соответственно.

Ошибка автослежения локатора

$$\left.\begin{aligned} &\Delta\sigma = \sigma_1 - \sigma_2; \\ &\text{ошибка управления} \\ &\Delta\sigma' = \sigma_1' - \sigma_2', \\ &\text{где} \\ &\sigma_1' = \sigma_2; \\ &\text{ошибка наведения ракеты на цель} \\ &\Delta\sigma_p = \sigma_1 - \sigma_2'. \end{aligned}\right\} \quad (11\text{-}2)$$

Система управления ракетой является по существу следящей системой, входным параметром которой является азимут σ_1' равносигнальной зоны радиолокатора, а выходным—азимут σ_2' радиуса-вектора ракеты. Поэтому блок-схема системы управления сводится к рис. 11-3[1] (здесь и в дальнейшем применяются для удобства такие же обозначения, как в гл. 10, но все величины, относящиеся к следящей системе ракеты, отмечены штрихами для отличия от соответствующих величин, относящихся к следящей системе радиолокатора).

В этом случае на основании рис. 11-3 и соотношений (11-2) получим:

$$\Delta\sigma' = \frac{\sigma_2}{1+K'} = \Delta\sigma_Д' - \frac{\Delta\sigma}{1+K'}, \quad (11\text{-}3)$$

где

$$\Delta\sigma_Д' = \frac{\sigma_1}{1+K'}; \quad (11\text{-}4)$$

$$\Delta\sigma_p = \Delta\sigma_Д' + K_p'\Delta\sigma; \quad (11\text{-}5)$$

$$K_p' = \frac{K'}{1+K'}. \quad (11\text{-}6)$$

---

[1] В действительности регулирование производится обычно не по угловому отклонению $\Delta\sigma'$, а по линейному отклонению $\Delta x = r_p\Delta\sigma'$ (см. рис. 11-2). Но на том участке траектории ракеты, где наиболее важна точность управления, а именно вблизи точки встречи ракеты с целью, можно в выражении $\Delta x = r_p\Delta\sigma'$ полагать $r_p = \text{const}$, т. е. вместо регулирования по Δx рассматривать регулирование по $\Delta\sigma'$.

Здесь K' и K_p'—коэффициенты передачи следящей системы ракеты в разомкнутом и замкнутом состояниях соответственно.

Пусть следящая система ракеты, как и следящая система локатора, имеет нулевую статическую ошибку, т. е. будем считать

$$\text{при } \sigma_1 = \text{const}, \ \Delta\sigma_Д' = 0. \qquad (11\text{-}7)$$

Допустим, кроме того, что эта следящая система является линейной по отношению к малым угловым отклонениям $\Delta\sigma'$. Тогда амплитудно-частотная характеристика системы

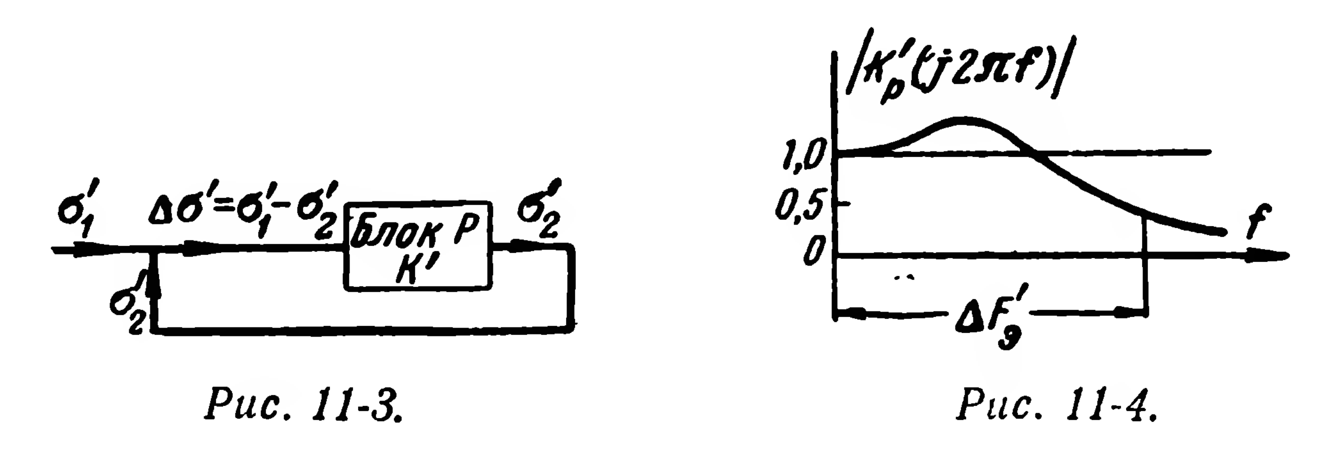


Рис. 11-3. Рис. 11-4.

$|K_p'(j2\pi f)|$ будет аналогична соответствующей характеристике радиолокатора $|K_p(j2\pi f)|$ (см. гл. 10) и будет иметь вид, изображенный на рис. 11-4.

Эквивалентная полоса пропускания системы $\Delta F_э'$ определяется аналогично полосе $\Delta F_э$ радиолокатора [формула (10-9)] и связана со временем установления $t_у'$ соотношением

$$\Delta F_э' = \frac{0{,}4}{t_у'}. \qquad (11\text{-}8)$$

Как указывалось выше [см. соотношения (10-15) и (10-16)], обычно

$$\Delta F_э' \approx 0{,}5 \div 2 \ гц, \qquad (11\text{-}8а)$$

т. е. полоса пропускания ракеты $\Delta F_э'$ имеет тот же порядок, что и полоса пропускания локатора $\Delta F_э$.

Примем для простоты, что динамическая ошибка $\Delta\sigma_Д'$ равна нулю (например, цель летит по радиальному курсу,

т. е. $\sigma_1 = \text{const}$). Тогда формулу (11-5) можно представить в виде[1]:

$$\Delta\sigma_p(t) = K_p'(p)\,\Delta\sigma(t), \tag{11-9}$$

или

$$\Delta\sigma_{pm}(\omega) = |K_p'(j\omega)|\,\Delta\sigma_m(\omega), \tag{11-9a}$$

где $p = \frac{d}{dt}$ — дифференциальный оператор;

$\Delta\sigma_{pm}(\omega)$ и $\Delta\sigma_m(\omega)$ — частотные спектры ошибок $\Delta\sigma_p$ и $\Delta\sigma$ соответственно.

Эти соотношения дают весьма простую связь между ошибкой наведения ракеты на цель $\Delta\sigma_p$ и ошибкой автослежения радиолокатора $\Delta\sigma$.

11-2. ДЕЙСТВИЕ ПОМЕХ В ЛИНЕЙНОМ РЕЖИМЕ

Пульсации сигнала, как и всякая помеха, может в общем случае оказывать двоякое мешающее действие:

а) проходить на выход приемного устройства и создавать этим так называемую прямую ошибку;

б) вызывать подавление полезного сигнала и тем самым увеличивать ошибки, вызываемые прочими факторами (т. е. не помехами).

В линейном режиме, когда помеха не выходит за пределы линейности следящей системы, возникает только прямая ошибка.

Если же помеха настолько велика, что она выходит за пределы линейности следящей системы, то возникают как прямая ошибка, так и подавление полезного сигнала, т. е. уменьшение чувствительности системы к условным отклонениям, вызываемым маневрами цели.

Ниже исследуется действие помехи в линейном режиме и определяются условия существования этого режима.

В гл. 10 было указано, что при наличии пульсаций сигнала возникает флуктуационная ошибка автослежения $\Delta\sigma_{ф}(t)$ с эффективным значением $\Delta\sigma_{эф}$, определяемым следующей формулой [см. (10-69)]:

$$\Delta\sigma_{эф} = \frac{m_{п\,эф}}{\mu} \cdot \frac{E(F_p)}{E(0)} \sqrt{\frac{2\Delta F_э}{\Delta f_{эп}}}\,. \tag{11-10}$$

[1] Здесь, как и выше, полагается для простоты, что следящая система линейна и ее параметры не зависят от времени, что является, конечно, лишь первым приближением.

Здесь параметры $m_{пэф}$, $\frac{E(F_p)}{E(0)}$ и $\Delta f_{эп}$ характеризуют пульсацию сигнала, а параметры μ и F_p относятся к радиолокатору цели.

Ошибка $\Delta\sigma$ имеет в первом приближении равномерный частотный спектр в пределах полосы $\Delta F_э$.

Из формулы (11-9а) следует, что частотный спектр ошибки наведения $\Delta\sigma_{pm}(\omega)$ получается путем пропускания. частотного спектра ошибки автослежения $\Delta\sigma_m(\omega)$ через четырехполюсник с коэффициентом усиления, равным единице, при эквивалентной полосе $\Delta F'_э$. Поэтому при $\Delta F'_э \leqslant \Delta F'_э$ эффективное значение ошибки наведения $\Delta\sigma_{p\,эф}$ можно найти путем замены в формуле (11-10) полосы $\Delta F_э$ полосой $\Delta F'_э$:

$$\Delta\sigma_{p\,эф} = \frac{m_{пэф}}{\mu} \cdot \frac{E(F_p)}{E(0)} \sqrt{\frac{2\Delta F'_э}{\Delta f_{эп}}}. \qquad (11\text{-}11)$$

Формула (11-11) является приближенной, так как она получена в предположении, что частотный спектр ошибки $\Delta\sigma$ постоянен в пределах полосы $\Delta F'_э$. Для получения более точной формулы следует учесть, что частотный спектр $\Delta\sigma_m(f)$ зависит от частоты, как это следует из выражения (10-68). Тогда из формул (10-68) и (11-9а) получится следующее, более точное выражение ошибки наведения:

$$\Delta\sigma^2_{p\,эф} = \frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э} \int\limits_0^\infty |K'_p(j2\pi f) K_p(j2\pi f)|^2 \cdot df. \qquad (11\text{-}11а)$$

Квадрат частотного спектра этой ошибки равен:

$$\Delta\sigma^2_{p\,m}(f) = \frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э} |K'_p(j2\pi f)\ K_p(j2\pi f)|^2. \qquad (11\text{-}11б)$$

Так как обычно $\Delta F'_э \leqslant \Delta F_э$, то при приближенных расчетах можно полагать, что в пределах полосы $\Delta F'_э$

$$\Delta\sigma^2_{p\,m}(f) \approx \frac{\Delta\sigma^2_{p\,эф}}{\Delta F'_э} = \frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э}, \qquad (11\text{-}11в)$$

а за пределами этой полосы $\Delta\sigma^2_{p\,m}(f) = 0$.

Так как каналы азимута и угла места идентичны, то эффективное значение ошибки по углу места будет равно:

$$\Delta\gamma_{p\,эф} = \Delta\sigma_{p\,эф},$$

а эффективное значение отклонения ракеты от направления на цель (см. рис. 11-1)

$$\Theta_{p\,эф} = \sqrt{2}\Delta\sigma_{p\,эф}. \qquad (11\text{-}12)$$

Из формул (11-11) и (11-12) получаем:

$$\Theta_{p\,эф} = \frac{2}{\mu} m_{пэф} \frac{E(F_p)}{E(0)} \sqrt{\frac{\Delta F'_э}{\Delta f_{эп}}}. \qquad (11\text{-}13)$$

11-3. УСЛОВИЯ ЛИНЕЙНОСТИ РЕЖИМА

В первом приближении можно считать, что подавление сигнала флуктуационной помехой в данном блоке следящей системы отсутствует, если предел линейности этого блока превышает эффективное значение помехи. Для выяснения количественных соотношений рассмотрим более подробную блок-схему следящей системы ракеты (рис. 11-5).

В общем случае система содержит n блоков с коэффициентами передачи $K_1, K_2, \ldots, K_i, \ldots, K_n$. Обозначим максимальное отклонение (напряжения, тока, угла поворота, ускорения и т. п.), которое может получаться на выходе блока i без нарушения линейности этого блока, через $U_{лi}$, а эффективное значение помехи на выходе этого блока — через $U_{эфi}$.

Тогда условие линейности режима можно записать в виде[1]:

$$U_{лi} \geqslant U_{эфi}. \qquad (11\text{-}14)$$

Из рис. 11-5 следует:

$$U_i = K_{1i}\Delta\sigma', \qquad (11\text{-}15)$$

---

[1] Так как помеха является случайной величиной, то существует вероятность того, что колебание помехи превысит свое эффективное значение в 2 или даже 3 раза. Поэтому более строгое условие линейности режима имеет вид:

$$U_{лi} \geqslant \; U_{эфi},$$

где γ — некоторый коэффициент, больший единицы, но порядка единицы. Однако в дальнейшем для простоты принимается $\gamma \approx 1$.

где

$$K_{1i} = K_1 K_2 \ldots K_i \qquad (11\text{-}16)$$

— коэффициент передачи от входа системы (точка A на рис. 11-5) до выхода блока номера i.

Будем считать по-прежнему, что цель лежит по радиальному курсу, т. е. будем полагать $\sigma_1 = \text{const}$. Тогда ошибка $\Delta\sigma'_Д$ равна нулю, и из формул (11-3) и (11-6) получим:

$$\Delta\sigma' = -\frac{\Delta\sigma}{1+K'} = -\frac{K'_p}{K'}\Delta\sigma. \qquad (11\text{-}17)$$

Из формул (11-17) и (11-15) находим:

$$U_i = -\frac{K'_p}{K'} K_{1i} \Delta\sigma. \qquad (11\text{-}18)$$

Ошибка автослежения $\Delta\sigma$ имеет эффективное значение $\Delta\sigma_{эф}$ и в первом приближении неизменный частотный спектр

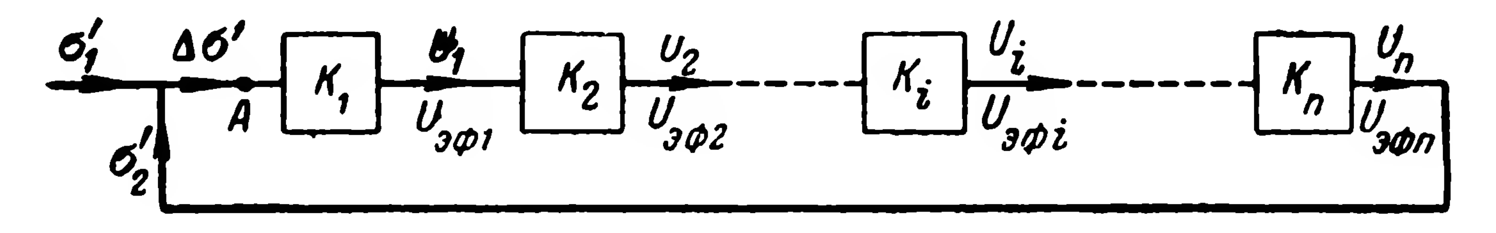


Рис. 11-5.

в пределах полосы $\Delta F_э$. При таком приближении спектральная плотность квадрата этой ошибки равна $\frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э}$. Поэтому из соотношения (11-18) получим:

$$U^2_{i\,эф} \approx \frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э}\int\limits_0^\infty \left|\frac{K'_p(j2\pi f)}{K'(j2\pi f)} K_{1i}(j2\pi f)\right|^2 \cdot df. \qquad (11\text{-}19)$$

В этом случае условие линейности режима примет вид:

$$U^2_{лi} \geqslant U^2_{эфi} = \frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э}\int\limits_0^{\Delta F_э} \left|\frac{K'_p(j2\pi f)}{K'(j2\pi f)} K_{1i}(j2\pi f)\right|^2 \cdot df. \qquad (11\text{-}20)$$

Условие (11-20) получено при упрощающем предположении, что частотный спектр ошибки $\Delta\sigma$ постоянен в пределах полосы $\Delta F_э$ и равен нулю за пределами этой полосы. Для получения более точной формулы следует учесть, что частотный спектр зависит от частоты в соответствии с формулой (10-68) и простирается от нуля до бесконечности. В этом случае вместо приближенной формулы (11-20) получится следующее, более точное выражение для условия линейности:

$$U^2_{лi} \geqslant U^2_{эфi} = \frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э} \int\limits_0^\infty \left| \frac{K'_p(j2\pi f)}{K'(j2\pi f)} K_{1i}(j2\pi f) K_p(j2\pi f) \right|^2 \cdot df. \quad (11\text{-}20а)$$

Очевидно, что условие линейности должно выполняться для любого блока следящей системы ракеты, т. е. для любого значения номера i (рис. 11-5). Поэтому в общем случае, когда не известно, какой блок следящей системы является самым опасным местом с точки зрения подавления сигнала помехой, т. е. когда не известно, в каком блоке отношение $\frac{U_{лi}}{U_{эфi}}$ окажется наименьшим, нужно производить проверку неравенства (11-20) для всех „опасных" блоков системы. Однако в большинстве случаев самыми опасными участками системы являются оконечный блок и блок дифференцирования входного сигнала. Поэтому в качестве иллюстрации применения общего условия (11-20) ниже определены условия линейности этих блоков.

а) Условия линейности блока дифференцирования

Предположим, что в блоке K_2 (рис. 11-5) производятся двукратное дифференцирование входного напряжения, сложение результатов дифференцирования и прямого усиления и последующее усиление суммарного напряжения так, что можно полагать

$$K_{12} = K_1 K_2 = a(1 + \tau_1 p + \tau_2^2 p^2), \quad (11\text{-}21)$$

где a — статическое усиление;
τ_1 и τ_2 — постоянные времени цепей дифференцирования.

(Оптимальная величина τ_1 без учета действия помех обычно имеет значение порядка 1 *сек*; $\tau_2 < \tau_1$.)

Следовательно, в данном случае имеем:

$$|K_{1i}(j\omega)| = |K_{12}| = a\sqrt{(1-\tau_2^2\omega^2)^2 + \tau_1^2\omega^2}, \qquad (11\text{-}22)$$

где

$$\omega = 2\pi f.$$

Пусть следящая система радиолокатора имеет полосу $\Delta F_э = 3$ *гц*, а следящая система ракеты—характеристики $|K_p'(j2\pi f)|$ и $|K'(j2\pi f)|$, изображенные на рис. 11-6. Этим кривым соответствует функция $\left|\frac{K_p'(j2\pi f)}{K'(j2\pi f)}\right|^2$ изображенная на рис. 11-6 пунктиром.

На этом же рисунке пунктиром с точкой нанесены функции $\frac{|K_{1i}(j2\pi f)|^2}{a^2}$, вычисленные по формуле (11-22) для $\tau_1 = 1$ *сек* и $\tau_1 = 0{,}2$ *сек*, при $\tau_2 = 0$. Из рассмотрения

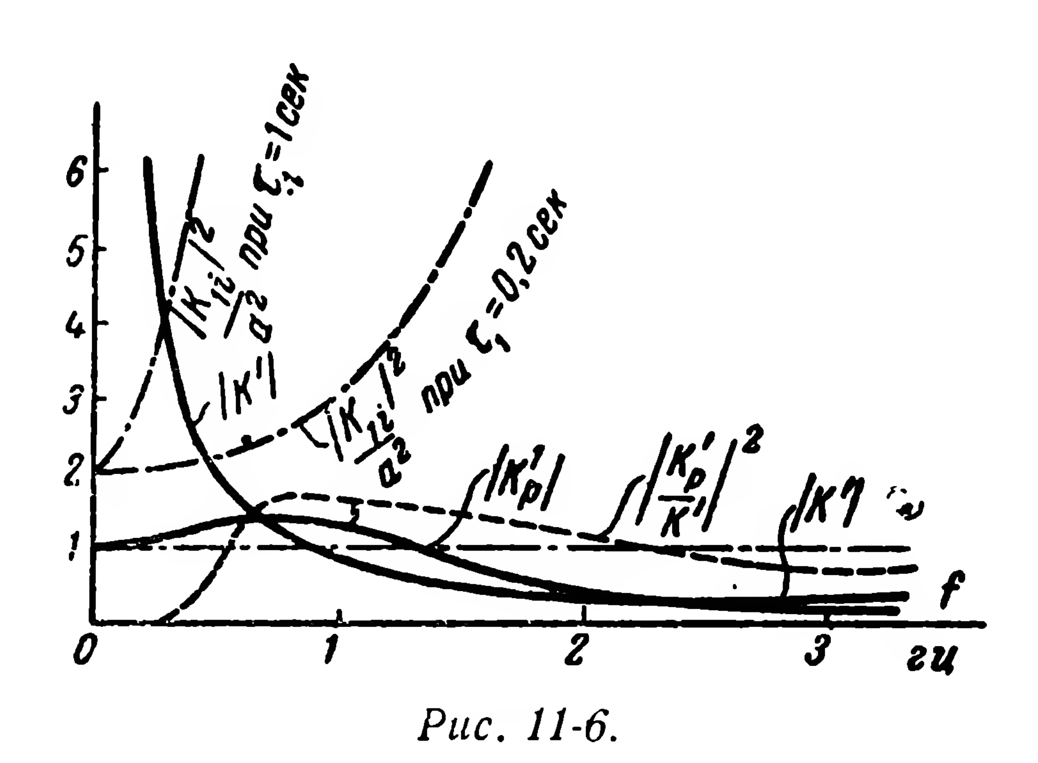


Рис. 11-6.

этих кривых и интеграла (11-20) следует, что в выражении (11-20) в первом приближении можно положить $\left|\frac{K_p'(j2\pi f)}{K'(j2\pi f)}\right| \approx 1$. С еще большей точностью это допущение будет справедливо при $\tau_2 \neq 0$. Тогда из формул (11-20) и (11-22) получим следующее условие линейности режима:

$$U_{л2} \geqslant U_{эф2} \approx a\Delta\sigma_{эф}\sqrt{1 + 13(\tau_1^2 - 2\tau_2^2)\Delta F_э^2 + 320(\tau_2\Delta F_э)^4}. \qquad (11\text{-}23)$$

При $\tau_1 = 1$ *сек*, $\tau_2 = 0$ и $\Delta F_в = 3$ *гц* получается условие

$$U_{л2} \geq 11a\Delta\sigma_{эф}. \qquad (11\text{-}23а)$$

Для тех же данных, но при $\tau_2 = 0{,}3$ *сек*, получаем:

$$U_{л2} \geq 18a\Delta\sigma_{эф}. \qquad (11\text{-}23б)$$

Обычно подкоренное выражение в формуле (11-23) много больше единицы, поэтому с достаточной точностью имеем:

$$U_{л2} \geq U_{эф2} \approx 4a\Delta\sigma_{эф}\Delta F_в \sqrt{(\tau_1^2 - 2\tau_2^2) + 20\tau_2^4 \Delta F_в^2}. \qquad (11\text{-}24)$$

Так как

$$\Delta\sigma_{эф} = \text{const}\sqrt{\Delta F_в},$$

то

$$U_{эф}^2 = \text{const}\,\Delta F_в^n,$$

где $n \geq 1{,}5$.

Следовательно, напряжение помехи на выходе дифференцирующего блока зависит от ширины полосы $\Delta F_в$ значительно более резко, чем создаваемая этой помехой ошибка $\Delta\sigma_{рэф}$.

Если полоса радиолокатора $\Delta F_в$ значительно шире допустимой полосы ракеты $\Delta F_в'$, то перед блоком дифференцирования можно включить многозвенный фильтр нижних частот с эквивалентной полосой $\Delta F_{эф}$, удовлетворяющей условию

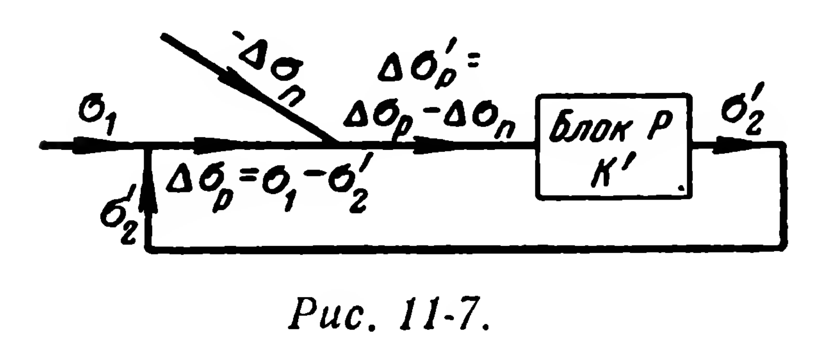


Рис. 11-7.

$$\Delta F_в' < \Delta F_{эф} < \Delta F_в. \qquad (11\text{-}25)$$

В этом случае в формулы (11-20) и (11-24) вместо полосы $\Delta F_в$ будет входить полоса $\Delta F_{эф}$, и напряжение помехи на выходе блока может существенно уменьшиться. Однако в ряде случаев применение фильтра не может спасти от перегрузки блока помехой. В этих случаях могут потребоваться уменьшение статического усилия a блоков K_1 и K_2 и расширение предела линейности $U_{л2}$.

б) Условия линейности выходного блока

Очевидно, для выходного каскада всей следящей системы справедливо равенство

$$K_{1i} = K_{1n} = K'.$$

Поэтому из формулы (11-20) получим:

$$U^2_{эф\ n} = \frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э} \int_0^\infty |K'_p K_p|^2 df,$$

и, следовательно, учитывая формулу (11-11а), будем иметь:

$$U_{эф\ n} = \Delta\sigma_{p\ эф}. \qquad (11\text{-}26)$$

Остается выяснить, какое значение ошибки $\Delta\sigma_{p\ эф}$ допускается пределами линейности системы. В данном случае удобнее вместо отклонения по одной координате $\Delta\sigma_p$ рассматривать сразу пространственное отклонение Θ_p.

Из формулы (11-12) следует:

$$\Theta_{p\ эф} = \sqrt{2}\Delta\sigma_{p\ эф}.$$

На основании рис. 11-1 имеем:

$$\Delta x_p = \Theta_p r_p, \qquad (11\text{-}27)$$

где Δx_p — линейное смещение ракеты от направления на цель $\overline{r}_c$.

Так как выше было принято, что цель летит по радиальному курсу ($\sigma_1 = \text{const}$ и $\gamma_1 = \text{const}$), то при этом допущении Δx_p есть не только относительное, но и абсолютное поперечное перемещение ракеты в пространстве. Поэтому

$$W_p = \frac{d^2 \Delta x_p}{dt^2} \qquad (11\text{-}28$$

есть поперечное ускорение ракеты в земной системе координат.

Из формул (11-27) и (11-28) получаем:

$$W_p = \frac{d^2 (r_p \Theta_p)}{dt^2}.$$

Если расстояние r_p достаточно велико, т. е. ракета близка к цели, то при нахождении эффективного (среднеквадратичного) значения ускорения $W_{pэф}$ можно считать $r_p = \text{const}$, т. е. полагать

$$W_{p\,эф} \approx r_p \left(\frac{d^2\Theta_p}{dt^2}\right)_{эф}.$$

В операторной записи

$$W_p = r_p p^2 \Theta_p.$$

Поэтому, переходя к частотным спектрам, получим:

$$W_p(\omega) = r_p \omega^2 \Theta_p(\omega). \qquad (11\text{-}29)$$

Из соотношений (11-11в), (11-12) и (11-29) получается следующее приближенное соотношение:

$$W_{p\,эф} \approx r_p^2 \frac{\Theta^2_{p\,эф}}{\Delta F'_в} \int\limits_0^{\Delta F'_в} [(2\pi f)^2]^2 \cdot df,$$

или

$$W_{p\,эф} \approx r_p \Theta_{p\,эф} 20 (\Delta F'_в)^2, \qquad (11\text{-}29а)$$

где $W_{p\,эф}$ — эффективное значение поперечного ускорения ракеты, вызываемого флуктуационной помехой (пульсациями сигнала).

Для каждой ракеты существует вполне определенная предельная величина поперечного ускорения $W_{p\,м}$. Поэтому условие линейности режима можно записать приближенно в следующем виде:

$$W_{p\,м} \geqslant W_{p\,эф} \approx 20 r_p \Theta_{p\,эф} (\Delta F'_в)^2. \qquad (11\text{-}30)$$

Это условие выполнить тем труднее, чем больше расстояние r_p от пункта управления до ракеты, поэтому в формуле (11-30) под r_p следует понимать полный радиус боевого действия ракеты $r_{p\,м}$. Кроме того, в условие (11-30) удобнее ввести вместо ошибки $\Theta_{p\,эф}$ удельную ошибку

$$\Theta'_{p\,эф} = \frac{\Theta_{p\,эф}}{\sqrt{\Delta F'_в}} = \frac{2}{\mu} m_{п\,эф} \frac{E(F_p)}{E(0)} \cdot \frac{1}{\sqrt{\Delta f_{вп}}}, \qquad (11\text{-}31)$$

которая не зависит от полосы пропускания $\Delta F'_в$. Тогда условие линейности режима примет следующий вид:

$$W_{р\,м} \geqslant W_{р\,эф} \simeq 20 r_{р\,м} \Theta'_{р\,эф} (\Delta F'_в)^2 \sqrt{\Delta F'_в}. \quad (11\text{-}32)$$

Выражение (11-32) является приближенным, так как при его выводе использовалась приближенная формула (11-11в). Для получения более точного выражения следует воспользоваться формулой (11-11б), т. е. учесть зависимость от частоты частотного спектра ошибки $\Delta\sigma_{pm}(f)$. Тогда вместо приближенного условия (11-32) получается следующее, более точное выражение:

$$W_{р\,м} \geqslant W_{р\,эф} = 4\pi^2 r_{р\,м} \Theta'_{р\,эф} \sqrt{\int\limits_0^\infty |f^2 K'_p(j2\pi f) K_p(j2\pi f)|^2 \cdot df}. \quad (11\text{-}32а)$$

Из формулы (11-32) следует, что эффективное ускорение $W_{р\,эф}$, создаваемое флюктуационной помехой (пульсациями), зависит от ширины полосы пропускания следящей системы $\Delta F'_в$ весьма сильно и в значительно большей степени, чем создаваемая этой помехой ошибка $\Theta_{р\,эф}$ ($\Theta_{р\,эф} = \mathrm{const}\sqrt{\Delta F'_в}$). Поэтому, если условие линейности (11-32) не выполняется, т. е. имеет место сильное подавление сигнала помехой, то даже сравнительно небольшое уменьшение полосы $\Delta F'_в$ может восстановить линейность режима и устранить подавление сигнала.

В заключение рассмотрим числовой пример.

Радиолокатор имеет частоту вращения антенны $F_p = 25$ *гц*, чувствительность равносигнальной зоны $\mu = 3\frac{\%}{т.\,д.}$ и полосу $\Delta F_в = 3$ *гц*.

Пульсации сигнала характеризуются следующими данными:

$$m_{пэф} = 0{,}25; \quad \frac{E(F_p)}{E(0)} = 0{,}32; \quad \Delta f_{эп} = 20 \text{ гц}.$$

Следящая система ракеты имеет полосу $\Delta F'_в = 1$ *гц*; предельное поперечное ускорение ракеты $W_{р\,м} = 10g = 100$ *м/сек*^{2}; $r_{р\,м} = 20$ *км*.

Тогда, если бы режим был линейным, была бы справедлива формула (11-13), которая дает:

$$\Theta_{p\,эф}=1{,}2\ \text{т. д.};\quad \Theta'_{p\,эф}=\frac{1{,}2}{\sqrt{1}}=1{,}2\ \text{т. д.}/\sqrt{гц}.$$

Однако в данном случае условие линейности (11-32) не выполняется. Действительно, подстановка полученных данных в условие (11-32) дает: $100 \geqslant 20\cdot20\cdot1{,}2\cdot1=480$.

Это означает, что при приведенных выше данных имеет место резко нелинейный режим и формула (11-13) несправедлива. Вследствие ограничения, возникающего в системе, прямая ошибка $\Theta_{рэф}$ будет меньше, чем 1,2 т. д., но зато будет иметь место значительное подавление сигнала помехой и, следовательно, кроме прямой ошибки, появится косвенная ошибка: система управления станет значительно хуже реагировать на отклонения, вызываемые маневрами цели. Для восстановления линейности, как следует из соотношений (11-32) и (11-33), нужно уменьшить $W_{p\,эф}$ примерно в 5 раз. (Существенно увеличивать $W_{p\,м}$ весьма трудно). Для этого согласно формуле (11-32) есть только два пути: уменьшение удельной ошибки $\Theta'_{p\,эф}$ и сужение полосы $\Delta F'_э$. Удельная ошибка, как следует из формулы (11-31), не зависит от параметров следящей системы ракеты, а зависит лишь от интенсивности помехи и параметров радиолокатора. Поэтому для ее уменьшения следует применять методы, описанные в гл. 10.

Если в радиолокаторе уже предусмотрены все возможные и целесообразные меры и, несмотря на это, условие (11-32) все еще не выполняется, то для устранения подавления сигнала помехой останется один путь—сужение эквивалентной полосы следящей системы $\Delta F'_э$.

В данном примере, когда требуется уменьшить $W_{p\,эф}$ примерно в 5 раз, достаточно уменьшить полосу $\Delta F'_э$ примерно в 2 раза, т. е. обеспечить $\Delta F'_э \approx 0{,}5$ *гц*.

Тогда подавление сигнала помехой будет устранено (если пределы линейности в блоке дифференцирования достаточны, в частности если применяется лишь однократное дифференцирование), а прямая ошибка будет определяться формулой (11-13), из которой получим:

$$\Theta_{рэф}=0{,}85\ \text{т. д.}$$

На дистанции $r_{п\,м}=20$ *км* этой угловой ошибке наведения будет соответствовать эффективная (среднеквадратичная) линейная ошибка

$$\Delta x_{р\,эф}=20\cdot 0{,}85=17 \text{ м}.$$

Из разобранного примера видно, что пульсации сигнала могут существенно ухудшать точность наведения. При резком снижении удельной флуктуационной ошибки радиолокатора $\Theta'_{р\,эф}$ прямая ошибка $\Delta x_{р\,эф}$ стала бы пренебрежительно малой и, кроме того, появилась бы возможность расширения полосы $\Delta F'_{э}$. Вследствие этого уменьшились бы и динамические ошибки управления ракетой. Поэтому уменьшение влияния пульсаций на точность автослежения радиолокатора является весьма актуальной задачей.

Рассмотрим теперь влияние внутреннего шума приемника (в линейном режиме).

Действие внутреннего шума приемника радиолокатора вызывает ошибку автослежения с эффективным значением $\Theta_{эф}$, определяемым формулой (10-92).

Выше было доказано (см. § 10-2), что флуктуационная ошибка наведения ракеты на цель $\Theta_{р\,эф}$ получается из флуктуационной ошибки автослежения $\Theta_{эф}$ путем замены полосы следящей системы радиолокатора $\Delta F_{в}$ полосой следящей системы ракеты $\Delta F'_{в}$. Поэтому из формулы (10-92) получим:

$$\Theta_{р\,эф}=\sqrt{2}\Delta\sigma_{р\,эф}=\frac{2}{u}\sqrt{\frac{Q\Delta F'_{в}}{\Delta f_{э}}}\,\Phi(X,\ n), \qquad (11\text{-}33)$$

где $\Phi(X,\ n)$ определяется по формуле (10-81).

Условие линейности определяется формулами, выведенными выше [формулы (11-20), (11-24), (11-32) и др.].

11-4. ВЫВОДЫ

Приведенный выше анализ позволяет сделать следующие основные выводы о действии рассмотренных типов помех на автоматическое телеуправление:

1. Помехи действуют двумя путями:

а) прямым путем, который вызывает ошибку наведения на цель, даже при отсутствии прочих источников ошибок (инерционность, люфты и т. п.);

б) косвенным путем, который проявляется в увеличении ошибок, вызываемых прочими факторами (в первую очередь, маневрами цели).

2. Действие помех на следящую систему ракеты аналогично действию этих помех на следящую систему радиолокатора цели. Поэтому формулы для эффективных значений ошибок наведения ракеты на цель получаются из соответствующих формул для ошибок автослежения радиолокатора заменой полосы следящей системы радиолокатора ΔF полосой следящей системы ракеты $\Delta F'_э$.

Так как полоса $\Delta F'_э$ обычно лишь незначительно меньше полосы $\Delta F_э$, то ошибки в обоих случаях получаются одного порядка.

3. Основные пути уменьшения действия помех на точность телеуправления сводятся к ослаблению действия этих помех на точность автослежения локатора методами, описанными в гл. 10.

В ряде случаев для устранения подавления сигнала помехой может оказаться целесообразным сужение полосы следящей системы ракеты $\Delta F'_э$.

ГЛАВА ДВЕНАДЦАТАЯ

ВЛИЯНИЕ ФЛУКТУАЦИОННЫХ ПОМЕХ И ВИБРАЦИЙ НА ТОЧНОСТЬ РАДИОЛОКАЦИОННОГО САМОНАВЕДЕНИЯ

12-1. ОБЩИЕ ЗАМЕЧАНИЯ

В любой системе самонаведения требуется непрерывное определение направления ракета—цель $\bar{r}$, т. е. определение угловых координат цели в системе координат, начало которой расположено на ракете. Расположение осей этой системы координат зависит от метода самонаведения. При самонаведении по погонной кривой, когда вектор скорости ракеты $\bar{V}_2$ совмещается с направлением $\bar{r}$, система координат может быть жестко связана с корпусом ракеты или установленным на ракете флюгером. При самонаведении по методу последовательных упреждений, когда вектор скорости ракеты $\bar{V}_2$ в каждый момент времени направляется в упрежденную точку встречи, соответствующую этому

моменту времени, система координат может быть стабилизирована в пространстве при помощи гироскопов.

Измерение угловых координат цели производится радиопеленгатором, установленным на ракете[1]. Поскольку задача непрерывного измерения угловых координат цели аналогична задаче автослежения радиолокатора за целью (по направлению), то она может решаться тем же способом. Поэтому, в частности, блок-схема радиолокатора системы самонаведения может быть аналогична блок-схеме приемной части радиолокатора, работающего в режиме автослежения. Типичная блок-схема такого радиолокатора описана в гл. 10 (рис. 10-1), поэтому во избежание повторений мы не будем воспроизводить ее описание, а напомним лишь, что измерение угловых координат производится при помощи равносигнальной зоны, создаваемой вращением узкой скошенной диаграммы направленности вокруг оси этой зоны (так называемый конический обзор).

По принципу использования радиопеленгатора известные системы самонаведения можно разбить на два типа:

1. Система с автоследящей антенной.
2. Системы без автоследящей антенны.

В системах с автоследящей антенной последняя автоматически следит за целью точно таким же способом, как при автослежении радиолокатора за целью.

Измерение угловых координат цели производится в этом случае путем определения положения геометрической оси антенны (совмещенной с возможно большей точностью с осью равносигнальной зоны, создаваемой этой антенной, т. е. с ее «радиоосью») в системе координат, связанной с корпусом ракеты, или флюгером, или гиростабилизатором (в зависимости от метода наведения ракеты — см. выше). Данные этих измерений используются для образования команд на рули ракеты.

Будем считать для простоты, что ошибки, вызванные несовпадением геометрической оси антенны с осью равносигнальной зоны и несовершенством датчиков (потенцио-

---

[1] Помимо измерения угловых координат цели, часто применяется и определение дальности до цели r, так как введение в систему управления данных о дальности до цели позволяет повысить помехоустойчивость системы и улучшить качество регулирования. В этих случаях на борту ракеты устанавливается не радиопеленгатор, а радиолокатор, т. е. прибор, сочетающий измерение угловых координат с измерением дальности. Так как и радиолокатор и радиопеленгатор измеряют угловые координаты, то в тексте для обоих случаев применяется термин „радиолокатор".

метров), снимающих показания о положении этой оси, равны нулю. Тогда ошибка измерения угловых координат цели будет равна ошибке автослежения. Однако в конечном счете нас интересует не ошибка автослежения, а та ошибка наведения ракеты на цель, которую она вызывает. Для определения этой ошибки в дальнейшем рассматривается воздействие колебаний автоследящей антенны на следящую систему ракеты.

В системах без автоследящей антенны антенна пеленгатора жестко связывается с корпусом ракеты или флюгером, или гиростабилизатором (в зависимости от метода наведения — см. выше). Следовательно, в этом случае сама антенна создает своей равносигнальной зоной требуемую систему координат, и сигнал ошибки, получающийся на выходе пеленгатора, соответствует отклонению радиуса-вектора цели $\bar{r}$ в этой системе координат. Поэтому в данном случае сигнал ошибки, вырабатываемый радиолокатором, используется непосредственно для образования команд на рули ракеты. В системе с автоследящей антенной радиолокатор управляет моторами, поворачивающими его антенну, т. е. обеспечивает слежение антенны за целью и лишь в дальнейшем слежение антенны используется для обеспечения слежения ракеты за целью. В системах же без автоследящей антенны радиолокатор управляет непосредственно рулями ракеты, т. е. обеспечивает непосредственно слежение ракеты за целью. Ниже рассматривается действие помех на оба типа систем самонаведения.

Как указывалось выше, анализ проводится в основном применительно к наведению на самолеты. Так как наведение на самолеты по погонной кривой не дает удовлетворительных результатов (см. гл. 3), то дальнейшее изложение ведется в первую очередь в отношении наведения по методу ПУ (последовательных упреждений). Однако значительная часть анализа может быть применена и к другим видам самонаведения.

12-2. ВЛИЯНИЕ ПОМЕХ НА СИСТЕМУ САМОНАВЕДЕНИЯ СО СТАБИЛИЗИРОВАННОЙ АНТЕННОЙ

а) Определение угловой ошибки радиолокатора $\Delta\sigma$

Рассмотрим влияние помех при наведении по методу ПУ (последовательных упреждений) с применением стабилизированной антенны. В гл. 5 было выяснено, что при

идеальном наведении по методу ПУ ракета должна лететь так, чтобы направление ракета—цель перемещалось поступательно, т. е. параллельно самому себе. Поэтому если в момент начала самонаведения вектор $\bar{r}$ был равен $\bar{r}_0$ (рис. 12-1), то угловое отклонение $\bar{\Theta}$ текущего значения вектора $\bar{r}$ от вектора $\bar{r}_0$ может служить базой для образования команд на рули ракеты. Измерение угла $\bar{\Theta}$ производится радиолокатором со стабилизированной гироскопами антенной (точнее, со стабилизированным гироскопами конусом управления), имеющей координатные оси $x_A y_A z_A$ (ось z_A совпадает с осью равносигнальной зоны, а расположение осей x_A и y_A задается опорными напряжениями, создаваемыми вращением диаграммы направленности A).

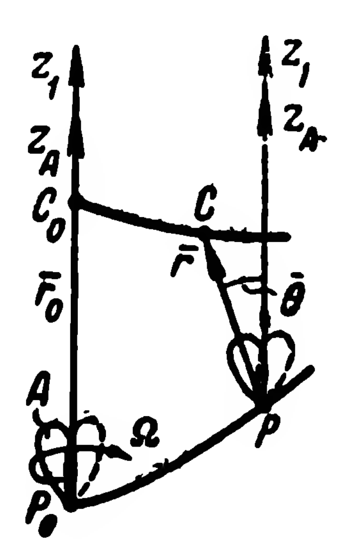


Рис. 12-1.

Будем полагать для простоты анализа, что ракета имеет два раздельных канала управления по двум ортогональным направлениям пространства. Для удобства будем, как и ранее, называть эти каналы каналом азимута и каналом угла места.

Кроме того, будем считать, что система координат радиолокатора $x_A y_A z_A$ совпадает с системой координат ракеты. Это означает, что азимутальная компонента $\Delta\sigma$ угла $\bar{\Theta}$ вызывает перемещение ракеты только по азимуту, а компонента по углу места $\Delta\gamma$ — только по углу места.

Тогда вместо пространственного движения, изображенного на рис. 12-1, можно ограничиться рассмотрением плоского движения в азимутальной плоскости, как это показано на рис. 12-2.

Здесь xoz — земная система координат; ось z этой системы выбрана так, что она совпадает с вектором $\bar{r}_0$;

xz — азимутальная плоскость (например, горизонтальная плоскость);

P_0 и C_0 — точки расположения ракеты и цели соответственно в момент начала самонаведения;

P и C — эти же точки в текущий момент времени;

$\bar{r}_{0\sigma}$ и $\bar{r}_\sigma$ — проекции векторов $\bar{r}_0$ и $\bar{r}$ на азимутальную плоскость.

Так как ось z совпадает с вектором $\overline{r_0}$, то имеем:

$$\overline{r_{0\sigma}} = \overline{r_0}.$$

Так как управление ведется таким образом, чтобы угол Θ между направлениями $\overline{r}$ и $\overline{r_0}$ стремился к нулю, то углы Θ, $\Delta\sigma$ и $\Delta\gamma$ малы. Поэтому можно полагать, что $r_\sigma \approx r$.

Канал азимута системы управления действует так, чтобы отклонение $\Delta\sigma$ стремилось к нулю. Поэтому, вообще говоря, можно вести регулирование по угловому отклонению $\Delta\sigma$ или линейному отклонению $\Delta x = r\Delta\sigma$. Однако нетрудно доказать, что при регулировании по углу $\Delta\sigma$ коэффициент передачи следящей системы ракеты будет в большой мере зависеть от расстояния r, а при регулировании по линейному отклонению Δx этот коэффициент передачи не будет зависеть от расстояния.

Так как в процессе самонаведения расстояние r меняется в десятки или даже сотни раз (от r_0 до $r_{мин}$), то естественно, что с точки зрения постоянства коэффициента передачи во времени целесообразно производить регулирование не по $\Delta\sigma$, а по Δx. Приводимый ниже анализ действия помех делается в предположении, что регулирование производится по линейному отклонению Δx.

Из рис. 12-2 следует:

$$\Delta\sigma \approx \frac{x_1 - x_2}{r} = \frac{\Delta x}{r}. \qquad (12\text{-}1)$$

Система управления ракетой должна обеспечить равенство

$$\Delta\sigma = 0,$$

которому соответствует равенство

$$x_2 = x_1. \qquad (12\text{-}2)$$

Поэтому систему управления можно рассматривать как следящую систему: ракета должна следить своей абсциссой x_2 за абсциссой цели x_1.

На рис. 12-3 изображена блок-схема следящей системы ракеты, удовлетворяющая соотношениям (12-1) и (12-2). Кинематический узел этой блок-схемы соответствует преобразованию в соответствии с формулой (12-1).

Блок расстояния K_r осуществляет преобразование углового отклонения в линейное для осуществления регулирования по Δx. Поэтому коэффициент передачи этого блока меняется пропорционально расстоянию:

$$K_r = Ar, \tag{12-3}$$

где A — константа, не зависящая от r.

Блок K_1 представляет собой всю остальную следящую систему ракеты. $\Delta\sigma_п$ представляет собой, как и ранее (см. гл. 10 и 11), помеху, приведенную ко входу следящей системы, т. е. к угловому отклонению.

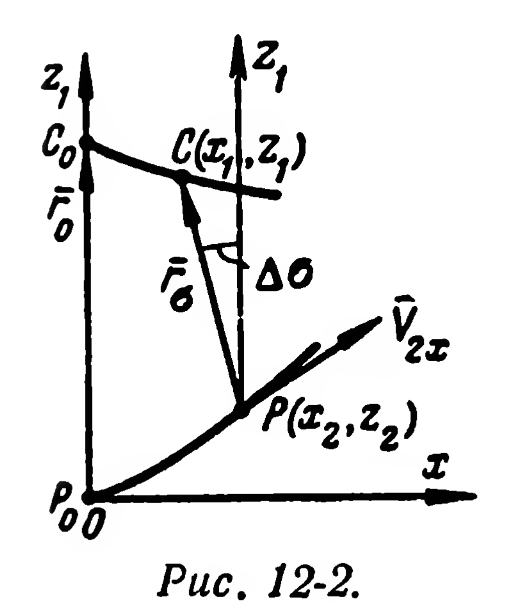


Рис. 12-2.

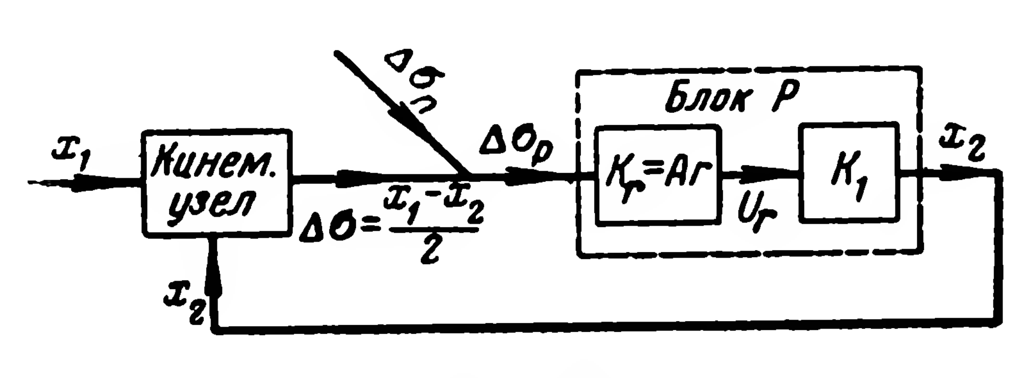


Рис. 12-3.

Из блок-схемы на рис. 12-3 получаем следующие уравнения:

$$\left.\begin{aligned} \Delta\sigma &= \frac{x_1 - x_2}{r}; \\ \Delta\sigma_p &= \Delta\sigma + \Delta\sigma_n; \\ X_2 &= K_1 Ar\ \sigma_p. \end{aligned}\right\} \tag{12-4}$$

Решая эти уравнения совместно, находим следующие основные соотношения:

$$\Delta\sigma = \Delta\sigma_Д - \Delta\sigma_ф, \tag{12-5}$$

где

$$\Delta\sigma_Д = \frac{1}{r}\cdot\frac{x_1}{1+K}; \tag{12-6}$$

$$\Delta\sigma_ф = \frac{1}{r} K_p r \Delta\sigma_n; \tag{12-7}$$

$$K = K_1 A; \quad K_p = \frac{K}{1+K}. \tag{12-8}$$

Так как расстояние r является функцией времени $r = r(t)$, то в общем случае величина r, входящая в выражение

(12-7), не может быть вынесена за знак операторного коэффициента передачи $K_p(p)$ и подвергнута сокращению. Такое сокращение было бы точным лишь в том случае, если бы расстояние r не менялось во времени. Однако более детальный анализ, который здесь не приводится ввиду его сложности и громоздкости, показывает, что в первом приближении функцию $r(t)$ можно считать достаточно медленной и написать вместо формулы (12-7) следующее приближенное соотношение:

$$\Delta\sigma_{ф} \approx K_p \Delta\sigma_n. \qquad (12\text{-}7а)$$

Соотношение (12-7а) используется нами в дальнейшем для определения эффективного (среднеквадратичного) значения угловой ошибки $\Delta\sigma_{эф}$ и ошибки наведения ракеты на цель $d_{эф}$.

Сравнение значений величин $\Delta\sigma_{эф}$ и $d_{эф}$, полученных на основании приближенного соотношения (12-7а) с соответствующими значениями $\Delta\sigma'_{эф}$ и $d'_{эф}$, полученными на основании соотношения (12-7), дает следующие результаты:

$$1 \leqslant \frac{\Delta\sigma'_{эф}}{\Delta\sigma_{эф}} \leqslant 1{,}5; \quad 1 \leqslant \frac{d'_{эф}}{d_{эф}} \leqslant 2,$$

т. е. замена соотношения (12-7) приближенным соотношением (12-7а) может дать ошибку в определении величин $\Delta\sigma_{эф}$ и $d_{эф}$ (в сторону их преуменьшения), доходящую до 50 и 100% соответственно.

Однако, учитывая, что при определении ошибки наведения $d_{эф}$, приходится обычно делать ряд довольно грубых допущений, а также то обстоятельство, что замена соотношения (12-7) соотношением (12-7а) резко упрощает анализ и делает его более наглядным, мы будем в дальнейшем исходить из приближенного соотношения (12-7а).

Соотношения (12-5), (12-6), (12-7) и (12-7а) аналогичны соответствующим соотношениям следящей системы радиолокатора (см. гл. 10). Поэтому при нулевой статической ошибке, так же как и в случае следящей системы радиолокатора, коэффициент передачи замкнутой системы имеет частотную характеристику, изображенную на рис. 12-4, и эквивалентную полосу пропускания $\Delta F_э$. Будем для простоты полагать, что динамическая ошибка $\Delta\sigma_Д$ равна нулю. Тогда ошибка

наведения будет вызываться исключительно помехой $\Delta\sigma_n$ и из выражений (12-5) и (12-7а) получится:

$$\Delta\sigma = -\Delta\sigma_{ф} = -K_p \Delta\sigma_n. \quad (12\text{-}9)$$

Так как величины K_p и $\Delta\sigma_n$ имеют точно такой же вид, как и для автоследящего радиолокатора, то эффективное значение ошибки $\Delta\sigma_{эф}$ может определяться по соответствующим формулам, выведенным для системы автослежения за целью [см. формулы (10-69) и (10-92)].

б) Связь между ошибкой пеленгатора $\Delta\sigma$ и ошибкой наведения d

При самонаведении ошибка наведения на цель характеризуется не величиной $\Delta_{\sigma_{эф}}$, а величиной углового отклонения $\Delta\beta$ вектора скорости ракеты $\overline{V}_2$ от требуемого направления $\overline{V}_0$, т. е. от направления, обеспечивающего точную встречу с целью. Поэтому необходимо найти связь между угловыми ошибками $\Delta\sigma$, $\Delta\beta$ и линейной ошибкой наведения на цель d.

Для этого воспользуемся формулой (5-114):

$$d = \frac{r_{мин} \Delta\beta}{\sqrt{1+\varepsilon^2+2\varepsilon\cos(\alpha+\beta)}}.$$

Пространственное значение ошибки упреждения $\Delta\beta$ определяется приближенно соотношением (5-52'):

$$\Delta\beta \approx \frac{r}{V_2} \cdot \frac{d\varphi}{dt}.$$

Составляющая этой ошибки в плоскости $\Delta\sigma$ будет поэтому равна:

$$\Delta\beta_x \approx \frac{r}{V_2} \cdot \frac{d\Delta\sigma}{dt}. \quad (12\text{-}10)$$

Составляющая ошибка d, расположенная в плоскости $\Delta\sigma$, в соответствии с формулами (5-114) и (12-10) равна:

$$d_x = \frac{r_{мин} \Delta\beta_x}{\sqrt{1+\varepsilon^2+2\varepsilon\cos(\alpha+\beta)}}. \quad (12\text{-}11)$$

Из формулы (12-11) следует, что ошибка наведения d_x пропорциональна ошибке упреждения $\Delta\beta_x$ и связана с ней простой зависимостью. Поэтому в первую очередь следует найти эффективное значение ошибки упреждения $\Delta\beta_x$, исходя из формулы (12-10) и учитывая, что эффективное значение ошибки $\Delta\sigma$ нам уже известно. Введя обозначение

$$y(t)=\frac{d\Delta\sigma(t)}{dt}, \qquad (12\text{-}12)$$

можно написать:

$$\Delta\beta_x(t)=\frac{r(t)}{V_2}\,y(t). \qquad (12\text{-}13)$$

Скорость V_2 меняется медленно и в небольших пределах, поэтому допустимо полагать, что $V_2=\text{const}$. Множители $r(t)$ и $y(t)$ есть функции времени, причем $y(t)$ — случайная функция времени, а $r(t)$— закономерная монотонная функция.

Для нахождения среднеквадратичного (эффективного) значения ошибки $\Delta\beta_x$ воспользуемся известной теоремой теории вероятностей, согласно которой „для стационарного случайного процесса среднеквадратичное значение, найденное усреднением по времени для одной из систем совокупности, равняется среднеквадратичному значению, найденному усреднением по всем системам этой совокупности для любого данного момента времени". С некоторым приближением можно считать эту теорему справедливой и в применении к случайной функции y; поэтому можно написать:

$$y_{эф}=\overline{y_{эф}}, \qquad (12\text{-}14)$$

где $y_{эф}$ — эффективное (среднеквадратичное) значение величины y, найденное усреднением по времени для данной ракеты (данного выстрела);

$\overline{y_{эф}}$ — эффективное (среднеквадратичное) значение величины y, найденное усреднением по большому числу ракет, для данного фиксированного момента времени.

Так как при определении $\overline{y_{эф}}$ время t постоянно, то расстояние $r(t)$ в формуле (12-13) также постоянно, и, следовательно, можно записать:

$$\overline{\Delta\beta_x}_{\,эф}=\frac{r}{V_2}\,\overline{y_{эф}}, \qquad (12\text{-}15)$$

где $\overline{\Delta\beta}_{x\,эф}$ — эффективное значение ошибки упреждения, полученное усреднением по совокупности (т. е. по большому числу ракет).

Из выражений (12-14) и (12-15) получаем:

$$\overline{\Delta\beta}_{x\,эф} = \frac{r}{V_2} y_{эф}. \qquad (12\text{-}15а)$$

Из формулы (12-12) следует:

$$y(t) = p\Delta\sigma,$$

где $p = \frac{d}{dt}$.

Отсюда получим:

$$y_m(\omega) = \omega \Delta\sigma_m(\omega). \qquad (12\text{-}15б)$$

В первом приближении квадрат ошибки $\Delta\sigma$ имеет в пределах полосы $\Delta\omega_э$ неизменную спектральную плотность, равную $\frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta\omega_э}$ (см. гл. 10). Поэтому можно записать:

$$y^2_{эф} = \frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta\omega_э} \int\limits_0^{\Delta\omega_э} \omega^2 d\omega,$$

т. е.

$$y_{эф} = \Delta\sigma_{эф} \frac{2\pi\Delta F_э}{\sqrt{3}} \qquad (12\text{-}16)$$

Из формул (12-15а) и (12-16) находим:

$$\overline{\Delta\beta}_{x\,эф} \approx 4 \frac{r}{V_2} \Delta\sigma_{эф} \Delta F_э. \qquad (12\text{-}17)$$

Подставляя это значение в формулу (12-11), получаем выражение для эффективного значения ошибки пролета:

$$\overline{d}_{x\,эф} = \frac{r_{мин}}{\sqrt{1+\varepsilon^2+2\varepsilon\cos(\alpha+\beta)}} 4 \frac{r_{мин}}{V_2} \Delta\sigma_{эф} \Delta F$$

Эта ошибка есть результат воздействия помехи лишь на один из двух каналов управления—канал азимута.

Полагая, что каналы угла места и азимута одинаковы, получим следующее выражение результирующей (от дей-

ствия обоих каналов) эффективной ошибки встречи ракеты с целью [1]:

$$\overline{d}_{эф}=\sqrt{2}\cdot d_{x\,эф}=\frac{r^2_{мин}}{\sqrt{1+\varepsilon^2+2\varepsilon\cos(\alpha+\beta)}}\cdot\frac{4\theta_{эф}\Delta F_э}{V_2}.$$

В дальнейшем черточки сверху над $d_{эф}$ можно опустить, так как и без этого ясно, что ошибки встречи могут усредняться только по совокупности, а не по времени. Кроме того, удобно ввести вместо угловой ошибки $\Theta_{эф}$ удельную угловую ошибку

$$\Theta'_{эф}=\frac{\Theta_{эф}}{\sqrt{\Delta F_э}}, \qquad (12\text{-}18)$$

так как эта величина не зависит от ширины полосы $\Delta F_э$. Тогда получим следующее выражение для эффективного значения ошибки встречи:

$$d_{эф}=\frac{4r^2_{мин}\Theta'_{эф}\Delta F_э\sqrt{\Delta F_э}}{V_2\sqrt{1+\varepsilon^2+2\varepsilon\cos(\alpha+\beta)}}. \qquad (12\text{-}19)$$

Формула (12-19) выведена при упрощающем предположении, что частотный спектр ошибки $\Delta\sigma$ постоянен в пределах полосы $\Delta F_э$ и равен нулю за пределами этой полосы. Для получения более точной формулы следует учесть, что частотный спектр этой ошибки зависит от частоты по закону, выражаемому формулой (10-68):

$$\Delta\sigma^2_m(f)=\frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э}|K_p(j2\pi f)|^2.$$

Тогда с учетом формулы (12-15б) получим:

$$y^2_{эф}=\int_0^\infty y^2(f)\cdot df=\frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta F_э}4\pi^2\int_0^\infty f^2|K_p(j2\pi f)|^2\cdot df.$$

Проводя далее аналогичные преобразования, получим вместо приближенной формулы (12-19) следующую, более точную формулу:

$$d_{эф}=\frac{2\pi r^2_{мин}\Theta'_{эф}\sqrt{\int_0^\infty f^2|K_p(j2\pi f)|^2\cdot df}}{V_2\sqrt{1+\varepsilon^2+2\varepsilon\cos(\alpha+\beta)}}. \qquad (12\text{-}19а)$$

---

[1] Мы полагаем здесь для простоты, что величины ε, α и β имеют для $d_{y\,эф}$ те же значения, что и для $d_{x\,эф}$.

Из соотношений (5-115), (5-117) и (12-19) следует, что возможны следующие наиболее „опасные" случаи, соответствующие максимальным значениям ошибки наведения:

а) Если мертвая зона $r_{м''н}$ не зависит от углов α и β (например, если она лимитируется длительностью селектирующего импульса при импульсном излучении), то худший случай имеет место при стрельбе „точно вдогон", т. е. при следующих значениях углов α и β:

$$\alpha = \pi; \ \beta = 0.$$

Этому случаю соответствует следующая максимальная ошибка:

$$d_{эф\ макс} = \frac{4r^2_{м''н}\,\Theta'_{эф}\,\Delta F_э\sqrt{\Delta F_э}}{V_2 - V_1}. \qquad (12\text{-}19б)$$

б) Если мертвая зона лимитируется запаздыванием управления τ, то худший случай имеет место при стрельбе „точно навстречу", т. е. при $\alpha = 0$ и $\beta = 0$. В этом случае максимальное значение эффективной ошибки выражается следующей формулой:

$$d_{эф.макс} = (V_2 + V_1)\tau^2\Theta'_{эф}\Delta F_э\sqrt{\Delta F_э}. \qquad (12\text{-}19в)$$

в) Условия линейности режима

Весь анализ, приведенный выше, был сделан в предположении линейности режима (см. гл. 11).

Выясним условия линейности режима. При самонаведении, как и при телеуправлении, условия линейности выполнить тем труднее, чем больше расстояние. Разница состоит лишь в том, что при телеуправлении этим расстоянием является расстояние r_p от пункта управления до ракеты, а здесь ту же роль играет расстояние от ракеты до цели r. Поэтому наихудший случай имеет место в начале самонаведения, т. е. при $r \approx r_0$.

Анализ показывает, что при больших расстояниях до цели остаются справедливыми те же условия линейности, которые были введены для телеуправления [формулы (11-20), (11-23), (11-30) и т. д.]. В частности, условие линейности выходного блока имеет вид:

$$W_{р\ м} \geqslant W_{р\ эф} \approx 20r\Theta_{эф}(\Delta F_э)^2, \qquad (12\text{-}20)$$

где $W_{р\ м}$ — максимально возможное поперечное ускорение ракеты.

Для иллюстрации докажем справедливость формулы (12-20). Предположим, что цель летит прямолинейно и равномерно ($\overline{V}_1=\text{const}$), а скорость ракеты неизменна по модулю ($V_2=\text{const}$) и может изменяться лишь по направлению. Тогда при идеально точном управлении вектор скорости ракеты должен равняться постоянной величине $\overline{V}_0$, направленной в упрежденную точку (рис. 12-5). В действительности будет существовать некоторая ошибка упреждения $\Delta\beta$ и реальная скорость ракеты $\overline{V}_2$ будет отличаться от идеальной скорости $\overline{V}_0$ на величину

$$\overline{\Delta V}=\overline{V}_2-\overline{V}_0.$$

Так как ошибка $\Delta\beta$ мала, то можно считать вектор $\overline{\Delta V}$ перпендикулярным вектору $\overline{V}_0$ (или вектору $\overline{V}_2$). Это означает, что ошибка упреждения $\Delta\beta$ вызывает появление у ракеты поперечной скорости $\overline{\Delta V}$. Так как вектор $\overline{V}_0$ постоянен в земном пространстве, то можно считать скорость $\overline{\Delta V}$ не только относительной, но и абсолютной поперечной скоростью ракеты. Изменения этой скорости, вызываемые колебаниями ошибки $\Delta\beta$, создают поперечное ускорение

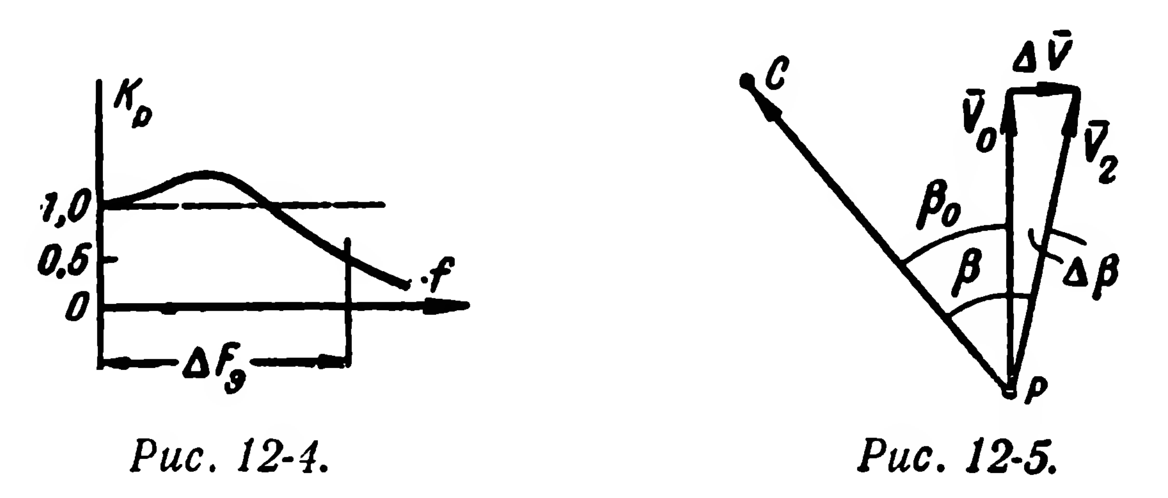


Рис. 12-4. *Рис. 12-5.*

$$W_p=\frac{d\Delta V}{dt}.$$

Из рис. 12-5 имеем, учитывая малость угла $\Delta\beta$:

$$\Delta V=V_2\Delta\beta;$$

поэтому можно написать:

$$W_p=\frac{d\Delta V}{dt}\approx V_2\frac{d\Delta\beta}{dt}. \qquad (12\text{-}21)$$

Подставляя сюда значение $\Delta\beta$ из формулы (12-10), получим:

$$W_p=\sqrt{2}\frac{d}{dt}\left(r\frac{d\Delta\sigma}{dt}\right)=\sqrt{2}r\frac{d^2\Delta\sigma}{dt^2}+\sqrt{2}\frac{dr}{dt}\cdot\frac{d\Delta\sigma}{dt}$$

(множитель $\sqrt{2}$ появился потому, что $\Delta\beta_x$ представляет собой отклонение лишь в одной из ортогональных плоскостей — азимутальной, а $\Delta\beta$ является пространственным отклонением) или

$$W_p=W_1+W_2, \qquad (12\text{-}22)$$

где

$$\left.\begin{aligned} W_1&=rp^2\Delta\sigma\sqrt{2};\\ W_2&=V_r p\Delta\sigma\sqrt{2};\\ V_r&=\frac{dr}{dt}. \end{aligned}\right\} \qquad (12\text{-}23)$$

По аналогии с выводом формулы (12-15а) получим:

$$\overline{W}_{1эф}=\sqrt{2}r(p^2\Delta\sigma)_{эф}=\sqrt{2}r\sqrt{\frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta\omega_э}\int\limits_0^{\Delta\omega_э}(\omega^2)^2\cdot d\omega}=$$

$$=\sqrt{2}r\Delta\sigma_{эф}\frac{\Delta\omega_э}{\sqrt{5}};$$

$$\overline{W}_{2эф}=\sqrt{2}V_r\sqrt{\frac{\Delta\sigma^2_{эф}}{\Delta\omega_э}\int\limits_0^{\Delta\omega_э}\omega^2\cdot d\omega}=\sqrt{2}V_r\Delta\sigma_{эф}\frac{\Delta\omega_э}{\sqrt{3}}.$$

Из этих соотношений получаем:

$$\frac{\overline{W}_{1эф}}{\overline{W}_{2эф}}=\frac{r\Delta\omega_э}{V_r}\sqrt{\frac{3}{5}}=\frac{5r\Delta F_э}{V_r}. \qquad (12\text{-}24)$$

Докажем, что на начальном участке траектории самонаведения имеет место соотношение

$$\overline{W}_{1эф}\gg\overline{W}_{2эф}.$$

В начале самонаведения расстояние до цели сравнительно велико:

$$r\geqslant 3\div 5\ км,$$

и формула (12-24) дает:

$$\frac{\overline{W}_{1эф}}{\overline{W}_{2эф}} \geqslant \frac{15 \cdot 10^3 \Delta F_в}{V_r}.$$

Величины $\Delta F_в$ и V_r имеют в ряде случаев следующие примерные значения:

$$\Delta F_в \geqslant 0{,}5 \text{ гц}; \; V_r \leqslant 1000 \text{ м/сек}.$$

При этих соотношениях получается[1]:

$$\frac{W_{1эф}}{W_{2эф}} \geqslant 7.$$

Эти расчеты показывают, что во многих случаях можно в первом приближении полагать

$$W_{р\,эф} \approx W_{1эф} = \sqrt{2}\, r \Delta\sigma_{эф} \frac{\Delta\omega_в^2}{\sqrt{5}} \approx 20 r \Theta_{эф} (\Delta F_в)^2. \quad (12\text{-}25)$$

Эта формула точно совпадает с формулой (12-20), полученной из соответствующего условия линейности, выведенного для телеуправления, путем простой замены величины r_p величиной r.

Итак, условие линейности выходного блока системы самонаведения имеет вид:

$$W_{р\,м} \geqslant W_{р\,эф} \approx 20 r \Theta'_{эф} (\Delta F_в)^2 \sqrt{\Delta F_в}, \quad (12\text{-}26)$$

где $\Theta'_{эф} = \frac{\Theta_{эф}}{\sqrt{\Delta F_в}}$.

Выражение (12-26) приближенное, так как при его выводе принималось упрощающее допущение, что частотный спектр ошибки $\Delta\sigma$ постоянен в пределах полосы $\Delta F_в$ и равен нулю за ее пределами.

Если учесть зависимость этого спектра от частоты [формула (10-68)], то вместо выражения (12-26) получается следующее, более точное выражение:

$$W_{р\,м} \geqslant W_{р\,эф} \approx 4\pi^2 r \Theta'_{эф} \sqrt{\int\limits_0^\infty f^2 |K_p(j2\pi f)|^2 \cdot df}. \quad (12\text{-}26а)$$

---

[1] В дальнейшем черточки сверху над величинами $W_{1эф}$, $W_{2эф}$ и т. п. могут быть опущены.

Рассмотрим для иллюстрации несколько числовых примеров.

Пример 1. Влияние пульсаций сигнала.

а) Пульсации характеризуются следующими данными (такими же, как в гл. 10 и 11): эффективный коэффициент модуляции $m_{п\,эф} = 0,25$; эквивалентная ширина спектра $\Delta f_{эп} = 20$ *гц*; относительная интенсивность спектра на частоте вращения антенны $F_p = 50$ *гц*

$$\frac{E(F_p)}{E(0)} = 0,3.$$

б) Система самонаведения имеет следующие данные: самонаведение—полуактивное: равносигнальная зона образуется коническим обзором с частотой $F_p = 50$ *гц*; длина волны λ равна 3 *см*

Антенна состоит из вращающегося диполя и параболического рефлектора диаметром $D = 20$ *см*.

Для такой антенны чувствительность равносигнальной зоны определяется формулой

$$\mu \approx 0,17 \frac{D}{\lambda} \sqrt{\frac{1}{\eta} - 1} \frac{\%}{\text{т.д}}.$$

При $\frac{1}{\eta} = 2$ получается: $\mu \approx 1 \frac{\%}{\text{т.д}} = 10$ 1/радиан. При этом условие (10-33) принимает вид:

$$r_0 \geqslant 50 \div 100 l_m.$$

Полагая $l_m \leqslant 20$ *м*, получаем следующее условие:

$$r_0 \geqslant 1 \div 2 \text{ км}. \qquad (12\text{-}27)$$

Полученное из условия (10-33) численное неравенство (12-27) есть условие, при котором закон модуляции (10-32), положенный в основу оценки влияния пульсаций сигнала, достаточно точно соответствует действительности.

Чем более резко не выполняется это условие, тем меньше точность приведенных в данной работе формул, определяющих величину ошибки $\Theta_{эф}$, вызываемой пульсациями. В начале самонаведения дальность обычно больше 2—3 *км* и условие (12-27) выполняется с большим запасом. В конце самонаведения, т. е. при $r = r_{мин} \approx 0,3 \div 0,5$ *км*, условие (12-27) уже нарушено в 2—3 раза. Это означает, что в рассматриваемом примере расчетные формулы могут дать заметную ошибку. Однако ими еще можно пользоваться для получения ориентировочной оценки ошибки наведения.

Примем далее следующие данные.

Эквивалентная полоса системы $\Delta F_э = 1$ *гц*; допустимое ускорение ракеты $W_{р\,м} = 10\,g$ и скорость $V_2 = 600$ *м/сек*;

$$V_1 \leqslant 300 \text{ м/сек};\ r_0 = 5 \text{ км};\ r_{мин} = 500 \text{ м}.$$

По формулам (10-69б) и (12-18) находим:

$$\Theta'_{эф} = \frac{2m_{п\,эф}\frac{E(F_p)}{E(0)}}{\mu\sqrt{\Delta f_{эп}}} = 3,3\frac{\text{т.д.}}{\sqrt{гц}}. \qquad (12\text{-}28)$$

Подставляя это значение в условие линейности (12-26), получим:

$$100 \geqslant 20 \cdot 5 \cdot 3{,}3 \cdot 1 = 330.$$

Как видно, условие линейности не выполняется, т. е. при $r_0 \approx 5$ *км* будет иметь место подавление сигнала помехой. Подавление прекратится при $r \leqslant \frac{r_0}{3{,}3} = 1{,}5$ *км*. Для устранения подавления можно в начале самонаведения и вплоть до $r \approx 1{,}5$ *км* уменьшать слегка полосу $\Delta F_э$. При $r_0 = 5$ *км* нужно уменьшить полосу в $\sqrt[2{,}5]{3{,}3} = 1{,}6$ раза, т. е. обеспечить полосу $\Delta F_э \approx 0{,}5$ *гц*. При $r \leqslant 1{,}5$ *км* достаточно иметь полосу $\Delta F_э \approx 1$ *гц*. При этих условиях система будет линейна (если нет перегрузки в каскадах дифференцирования).

Ошибку наведения находим по формуле (12-19б), беря $V_2 = 600$ *м/сек* и $V_1 = 300$ *м/сек*:

$$d_{эф\, макс} = \frac{4 \cdot 500^2 \cdot 3{,}3 \cdot 10^{-3} \cdot 1}{300} = 11 \text{ м}.$$

Как видно, эта ошибка довольно велика.

Если взять те же данные, но уменьшить мертвую зону с 500 до 300 *м*, то получим:

$$d_{эф\, макс} \approx 4 \text{ м}.$$

Из этого примера видно, что помехи от пульсаций сигнала могут резко снижать точность самонаведения. Для уменьшения этих помех можно принимать те же меры, что и при телеуправлении и автослежении (см. гл. 10).

Кроме того, весьма важно уменьшать мертвую зону системы $r_{мин}$.

Пример 2. Влияние внутреннего шума приемника.

Из формул (10-92) и (12-18) имеем:

$$\Theta'_{эф} = \frac{2}{\mu} \sqrt{\frac{Q}{\Delta f_э}}\, \Phi(X, n), \tag{12-29}$$

где $\Phi(X, n)$ определяется по кривым на рис. 10-15 или формуле (10-81).

При $n = 15$ и $\frac{U_c}{U_ш} = 3$ получается:

$$\Phi(X, n) = 0{,}35.$$

Пусть $\mu = 1 \frac{\%}{т.д.} = 0{,}01 \frac{1}{т.д.}$ (см. пример 1); $\Delta f_э = 2$ *Мгц*. Тогда из формулы (12-29) получим:

$$\Theta'_{эф} = 1{,}5 \frac{т.\ д.}{\sqrt{гц}}.$$

Примем далее следующие данные:

$$r_0 = 5 \text{ км}; \; W_{р\, м} = 10g; \; \Delta F_э = 0{,}5 \text{ гц}.$$

Подстановка этих данных в условие линейности (12-26) дает: $100 \geqslant 30$. Следовательно, условие линейности выполняется на всей дистанции самонаведения.

Ошибка $d_{эф\,макс}$ определится из формулы (12-19б): полагая $V_2 = 800$ *м/сек*; $V_1 = 300$ *м/сек* и $r_{мин} = 500$ *м*, получим: $d_{эф\,макс} = 1,1$ *м*.

При тех же данных, но $\frac{U_c}{U_ш} = 1,5$ получим:

$$\Theta'_{эф} = 4,7 \frac{т.\,д.}{\sqrt{гц}}. \qquad (12\text{-}30)$$

При этом условие линейности (12-26) еще выполняется: $100 > 80$. Ошибка встречи $d_{эф\,макс}$ получается больше 3 *м*.

12-3. ВЛИЯНИЕ ПОМЕХ НА СИСТЕМУ САМОНАВЕДЕНИЯ С АВТОСЛЕДЯЩЕЙ АНТЕННОЙ

Автоследящая антенна может быть расположена на стабиплате (стабилизированной платформе) или корпусе ракеты. В первом случае моторы следящей системы поворачивают антенну относительно стабиплаты, а во втором — относительно корпуса. Ниже рассматриваются оба случая.

а) Автоследящая антенна на стабиплате

Действие системы самонаведения с автоследящей антенной, расположенной на стабиплате, иллюстрируется рис. 12-6, аналогичным рис. 12-2, соответствующему стабилизированной антенне, и отличается от него лишь наличием ошибки автослежения $\Delta\sigma$.

На рис. 12-6 угол σ_1 есть азимутальная компонента истинного отклонения радиуса-вектора цели $\bar{r}$ от стабилизированной оси z_1; $\Delta\sigma$ — азимутальная компонента ошибки автослежения, т. е. угла между осью равносигнальной зоны автоследящей антенны и вектором $\bar{r}$; σ_2 — азимутальная компонента отклонения геометрической оси антенны, которую мы считаем совпадающей с осью равносигнальной зоны z_A, от стабилизированной оси z_1.

Угол σ_2, измеряемый соответствующим датчиком (потенциометром), используется для образования команды на рули, управляющие траекторией ракеты в азимутальной плоскости.

Из рис. 12-6 получаем следующие соотношения:

$$\sigma_1 \approx \frac{x_1 - x_2}{r}; \qquad (12\text{-}31)$$

$$\sigma_1 = \sigma_2 + \Delta\sigma. \qquad (12\text{-}32)$$

Задача управления состоит в том, чтобы свести ошибку σ_1 к нулю, т. е. обеспечить равенство $x_2 = x_1$.

Поэтому систему управления можно рассматривать как следящую систему, входным параметром которой является абсцисса цели x_1, а выходным — абсцисса ракеты x_2.

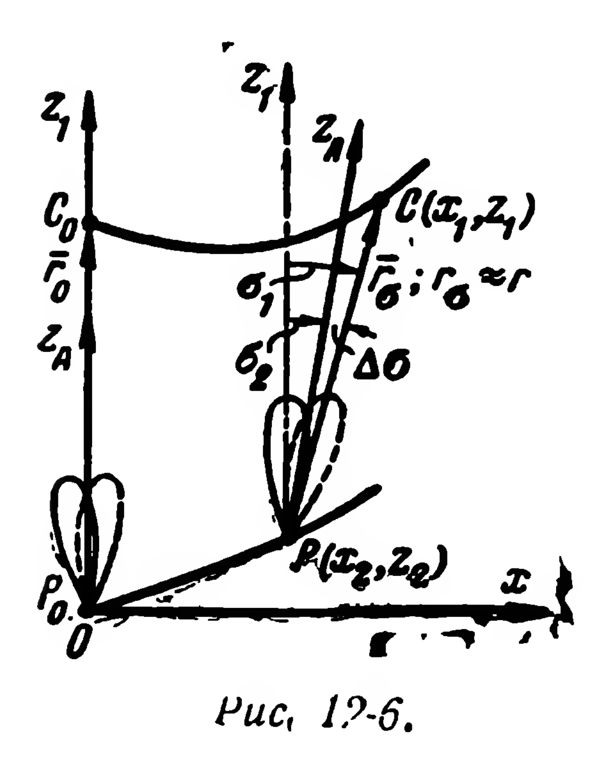


Рис. 12-6.

Эта следящая система ракеты включает в качестве одного из промежуточных звеньев следящую систему антенны: перемещение цели x_1 вызывает поворот антенны относительно стабиплаты σ_2, который превращается далее в команду на рули ракеты. Поэтому блок-схема следящей системы ракеты должна иметь вид, изображенный на рис. 12-7, где кинематический узел отображает преобразование по формуле (12-31). Блок K_a соответствует следящей системе антенны.

При отсутствии помех антенна управляется сигналом ошибки $\Delta\sigma$, определяемым формулой (12-32). При наличии в блоке автослежения помех к ошибке $\Delta\sigma$ добавляется приведенная ко входу этого блока помеха $\Delta\sigma_n$ и результирующее возмущение, управляющее антенной, принимает вид:

$$\Delta\sigma_в = \Delta\sigma + \Delta\sigma_n. \tag{12-33}$$

Сигнал отклонения антенны σ_2 поступает в блок ракеты P, имеющий такое же назначение, как и в рассмотренном выше случае (рис. 12-3). На основании рис. 12-7 и формул (12-31) — (12-33) получаются следующие соотношения:

$$\sigma_1 = \frac{x_1}{r + K_1 A r K_{pa}} - \frac{K_1 A r K_{pa}}{r + K_1 A r K_{pa}} \Delta\sigma_n; \tag{12-34}$$

$$\frac{x_2}{x_1} = \frac{K_1 A r K_{pa} \frac{1}{r}}{1 + K_1 A r K_{pa} \frac{1}{r}}, \tag{12-35}$$

где

$$K = \frac{K_a}{1 + K_a}. \tag{12-36}$$

Анализ соотношений (12-34) и (12-35) резко усложняется тем, что расстояние r является функцией времени и поэтому в общем случае не может быть вынесено за знак операторных коэффициентов передачи $K_1(p)$ и $K_{pa}(p)$.

Поэтому сделаем допущение, что расстояние $r(t)$ меняется настолько медленно, что блоки $K_1(p)$ и $K_{pa}(p)$ можно считать для этих изменений $r(t)$ практически безынерционными. Тогда функция $r(t)$ может быть вынесена за знак коэффициентов передачи K_1 и K_{pa}, и соотношения (12-34) и (12-35) после сокращений принимают следующий вид:

$$\sigma_1 = \frac{x_1}{r(1 + K_1' K_{pa})} - \frac{K_1' K_{pa}}{1 + K_1' K_{pa}} \Delta\sigma_n; \tag{12-34a}$$

$$\frac{x_2}{x_1} = \frac{K_1' K_{pa}}{1 + K_1' K_{pa}} \tag{12-35a}$$

где

$$K_1' = K_1 A. \tag{12-37}$$

Сделанное выше допущение о медленности функции $r(t)$ аналогично допущению, сделанному выше при выводе соотношения (12-7а), и приводит к аналогичным погрешностям.

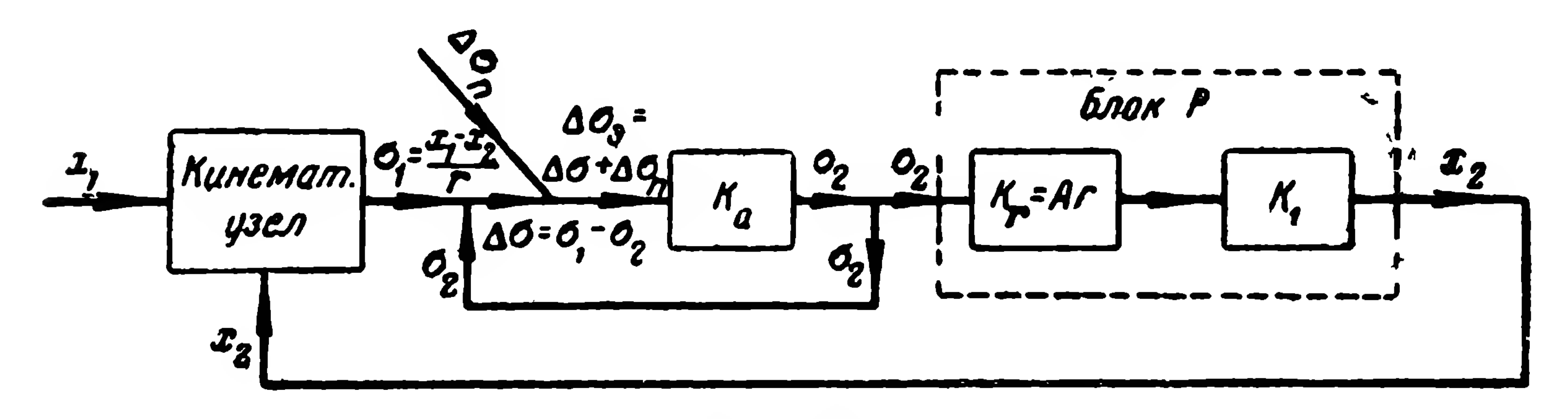


Рис. 12-7.

Поэтому на тех же основаниях будем в дальнейшем ради простоты и наглядности исходить из приближенных соотношений (12-34а) и (12-35а).

Введем следующие обозначения:

$$K_э = K' K_{pa}; \tag{12-38}$$

$$K_{pэ} = \frac{K_э}{1 + K_э}. \tag{12-39}$$

Тогда соотношения (12-34а) и (12-35а) могут быть записаны в следующем виде:

$$\sigma_1 = \Delta\sigma_д - \Delta\sigma_ф, \tag{12-40}$$

где

$$\Delta\sigma_д = \frac{x_1}{r(1+K_э)}; \tag{12-41}$$

$$\Delta\sigma_ф = K_{рэ}\Delta\sigma_п; \tag{12-42}$$

$$\frac{x_2}{x_1} = K_{рэ}. \tag{12-43}$$

Очевидно, здесь $K_э$ и $K_{рэ}$ — коэффициенты передачи следящей системы ракеты в разомкнутом и замкнутом состояниях соответственно; $\Delta\sigma_д$ — динамическая ошибка управления; $\Delta\sigma_ф$ — ошибка управления, создаваемая действием помех в блоке автослежения антенны; σ_1 — полная ошибка управления.

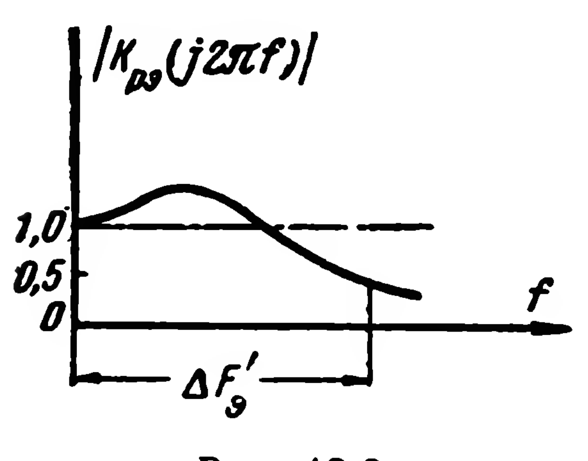


Рис. 12-8.

Сравнивая формулы (12-40) — (12-43) с формулами (12-5) — (12-8), выведенными выше для стабилизированной антенны, нетрудно убедиться в их аналогичности: коэффициенты передачи системы с автоследящей антенной $K_э$ и $K_{рэ}$ играют такую же роль, как коэффициенты передачи K и $K_р$ системы со стабилизированной антенной.

Поэтому, если следящая система ракеты рассчитана на нулевую статическую ошибку, то ее частотная характеристика $|K_{рэ}(j2\pi f)|$ должна быть аналогична характеристике $|K_р(j2\pi f)|$, изображенной на рис. 12-4. Такая характеристика $|K_{рэ}(j2\pi f)|$ приведена на рис. 12-8. Ей соответствует эквивалентная полоса

$$\Delta F'_э = \int_0^\infty |K_{рэ}(j2\pi f)|^2 \cdot df. \tag{12-44}$$

Из изложенного следует, что все формулы, характеризующие действие помех на систему со стабилизированной антенной, приведенные в гл. 12, останутся справедливыми для системы с автоследящей антенной, если в этих формулах полосу $\Delta F_э$ заменить полосой $\Delta F'_э$. Сле-

довательно, принципиальной разницы в действии помех на оба типа систем самонаведения не имеется. Разница заключается лишь в том, что при применении автоследящей антенны следящая система ракеты получается значительно сложнее: в нее входит в качестве дополнительного блока следящая система антенны (блок K_a на рис. 12-7). Вследствие этого значительно усложняются обеспечение достаточной динамической устойчивости системы регулирования и получение хорошего качества регулирования (малых динамических ошибок), увеличивается число блоков системы, в которых может происходить подавление сигнала помехами, и, следовательно, затрудняется устранение этого подавления.

б) Автоследящая антенная на корпусе ракеты

При автоследящей антенне, установленной на стабиплате, возмущение $\Delta\sigma$, воспринимаемое антенной (см. рис. 12-6), вызывается (при отсутствии помех) двумя причинами:

а) маневрами цели (изменениями абсциссы цели x_1);

б) возмущениями в перемещении центра тяжести ракеты (изменения абсциссы ракеты x_2).

Если же автоследящая антенна расположена на корпусе ракеты, т. е. поворачивается следящими моторами относительно корпуса ракеты, то к указанным двум источникам возмущений $\Delta\sigma(t)$ прибавляются возмущения, вызываемые поворотами корпуса ракеты вокруг ее центра тяжести (изменениями углов рыскания, тангажа и крена). Это означает, что в следящей системе ракеты появляются дополнительные внутренние обратные связи через аэродинамическую среду. Вследствие этого и без того сложная система делается еще более сложной и весьма трудной в регулировке. Однако если удается создать такую систему и получить от нее нормальные характеристики следящей системы, то в отношении действия помех она может описываться формулами, аналогичными приведенным выше.

12-4. ВЛИЯНИЕ ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ ОТНОСИТЕЛЬНО ЦЕЛИ НА СПЕКТР ПУЛЬСАЦИЙ СИГНАЛА ПРИ САМОНАВЕДЕНИИ

В гл. 10 был дан анализ характера и происхождения пульсаций сигнала применительно к автослежению наземного радиолокатора за целью. Этот анализ будет полностью справедлив и для самонаведения ракеты на цель,

если учесть, что, кроме движения цели, имеет место и движение радиопеленгатора (радиолокатора), находящегося на ракете, со скоростью ракеты $\bar{V}_2$. При этом изменится та часть пульсаций сигнала, которая вызывается вторичным эффектом Допплера, т. е. движением пеленгатора (радиолокатора) относительно цели, имеющей конечный линейный размер l_m.

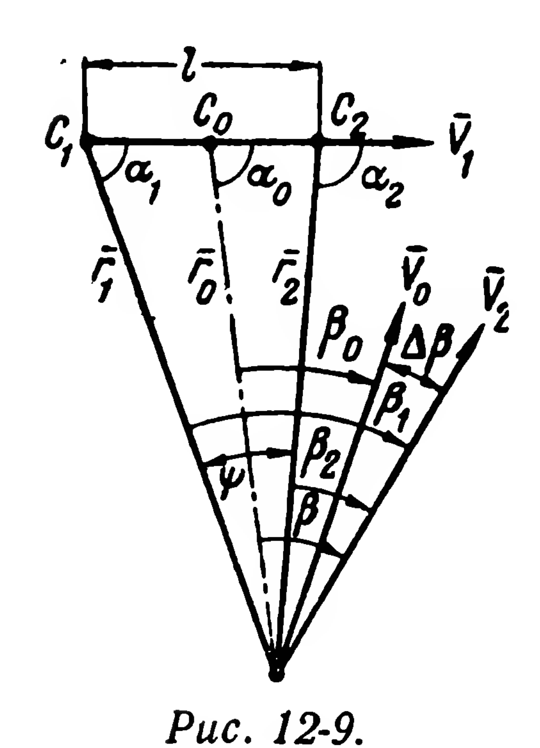


Рис. 12-9.

Для анализа влияния вторичного эффекта Допплера обратимся к рис. 12-9. На этом рисунке C_1 и C_2—точки, расположенные на поверхности цели на расстоянии l друг от друга. Ракета находится в точке P и имеет скорость $\bar{V}_2$. Цель движется прямолинейно со скоростью V_1, направление которой в первом приближении можно считать совпадающим с направлением $\overline{C_1C_2}$.

Частота сигнала, принимаемого на ракете после отражения от точки C_1, равна:

$$f_1 = f_0 + F_{1Д},$$

где частота Допплера равна:

$$F_{1Д} = \frac{2V_{r1}}{\lambda} = \frac{2}{\lambda}(V_1 \cos\alpha_1 + V_2 \cos\beta_1).$$

Частота сигнала, отраженного от точки C_2, равна:

$$f_2 = f_0 + F_{2Д},$$

где

$$F_{2Д} = \frac{2V_{r2}}{\lambda} = \frac{2}{\lambda}(V_1 \cos\alpha_2 + V_2 \cos\beta_2).$$

Следовательно, частота биений в месте приема (на ракете) равна:

$$F = |f_1 - f_2| = |F_{1Д} - F_{2Д}| =$$

$$= \frac{2}{\lambda}|V_1(\cos\alpha_1 - \cos\alpha_2) + V_2(\cos\beta_1 - \cos\beta_2)|.$$

Полагая угол ψ настолько малым, что $\sin\frac{\psi}{2} \approx \frac{\psi}{2}$, получим из рис. 12-9 следующие соотношения:

$$\cos\alpha_1 - \cos\alpha_2 = \frac{l}{r_2}\sin\alpha_1\cdot\sin\alpha_2;$$

$$\cos\beta_1 - \cos\beta_2 \approx -\frac{l}{r_2}\sin\alpha_1\cdot\sin\beta.$$

Поэтому можно написать:

$$F \approx \frac{2l}{\lambda r}\left|\sin\alpha\,(V_1\sin\alpha - V_2\sin\beta)\right|. \qquad (12\text{-}45)$$

Но из формул (3-17) и (5-52) следует:

$$V_1\sin\alpha - V_2\sin\beta = -\Delta\beta V_2\cos\beta_0,$$

где $\Delta\beta = \beta - \beta_0$ — ошибка упреждения.

Поэтому можно написать:

$$F = \frac{2l}{\lambda r}\left|(\sin\alpha)\cdot\Delta\beta\right| V_2\cos\beta_0. \qquad (12\text{-}46)$$

При идеальном упреждении, когда $\Delta\beta = 0$, получается:

$$F = 0,$$

т. е. вторичный эффект Допплера отсутствует и, следовательно, пульсаций сигнала за счет движения ракеты относительно цели не возникает.

Этот результат вполне понятен. Действительно, при идеальном упреждении ракета летит так, что направление $\bar{r}$ в пространстве не поворачивается (см. § 3-2). Поэтому, если цель летит прямолинейно, то угол α между отрезком $\overline{C_1C_2}$ и направлением $\bar{r}$ остается неизменным и, следовательно, не возникает пересечения лепестков диаграммы направленности цели, вызывающего пульсацию сигнала. Однако если цель летит криволинейно или существует ошибка упреждения $\Delta\beta$, то вторичный эффект Допплера будет иметь место.

В гл. 10 указывалось, что при маневре цели возникают сильные пульсации, даже без учета вторичного эффекта Допплера (за счет поворотов корпуса цели). Поэтому наиболее интересно выяснить влияние вторичного эффекта Допплера при отсутствии маневра, но при наличии ошибки упреждения $\Delta\beta$. В этом случае частота биений F определяется по формуле (12-46).

В худшем случае, когда $\sin\alpha\cdot\cos\beta_0\approx 1$, формула (12-46) дает:

$$F\approx\frac{2l}{\lambda r}V_2|\Delta\beta|. \qquad (12\text{-}46a)$$

Так как l меняется непрерывно от нуля до максимального линейного размера цели l_m, то возникает непрерывный спектр частот от $F=0$ до $F_{макс}$, где

$$F_{макс}\approx\frac{2l_m}{\lambda r}V_2|\Delta\beta|. \qquad (12\text{-}46б)$$

Рассмотрим пример. Пусть $l_m=15$ *м*; $V_2=600$ *м/сек*; $\lambda=3$ *см*; $\Delta\beta=1°$; $F_p=50$ *гц*; $r_{мин}=500$ *м*. Тогда

$$F_{макс}\approx\frac{10}{r_{км}}гц. \qquad (12\text{-}47)$$

Наиболее опасными являются те компоненты спектра, которые расположены вблизи частоты обзора $F_p\approx 50$ *гц*. Но из формулы (12-47) следует, что при $r\geqslant r_{мин}=0{,}5$ *км* будет $F_{макс}\leqslant 20$ *гц*. Следовательно, ошибка $\Delta\beta\approx 1°$ не создает еще наиболее опасных частот. Однако при ошибке упреждения $\Delta\beta\geqslant 3\div 5°$ такие опасные частоты могут появиться еще до выключения системы самонаведения и явиться источником ошибок. В этом случае возникает своеобразная обратная связь: увеличение ошибки упреждения может вызывать увеличение интенсивности пульсаций, которое в свою очередь приводит к увеличению ошибки упреждения. Благоприятным является лишь то обстоятельство, что ошибка $\Delta\beta$ уменьшается с уменьшением r [см., например, формулу (12-17)].

Из рассмотренного примера ясно, что вторичный эффект Допплера является одним из основных источников создания пульсаций при самонаведении ракеты на цель.

12-5. ВЛИЯНИЕ ВИБРАЦИЙ АНТЕННЫ

а) Влияние вибраций в линейном режиме

Антенна радиопеленгатора (радиолокатора), устанавливаемого на ракете, подвержена механическим вибрациям. Ниже рассматривается влияние этих вибраций на точность самонаведения при следующих допущениях, упрощающих исследование:

1. Система самонаведения имеет стабилизированную антенну.

2. Вибрации антенны являются единственным возмущением, действующим на следящую систему.

3. Вращение диаграммы направленности антенны вызывает линейную модуляцию амплитуды сигнала по закону

$$U_m(t) = U_0[1 + \mu\Theta_p(t)\cos(\Omega t + \varphi)], \qquad (12\text{-}48)$$

где Θ_p — отклонение оси равносигнальной зоны, создаваемой антенной, от направления на цель;

μ — чувствительность равносигнальной зоны, не зависящая от Θ_p.

При указанных допущениях действие вибраций иллюстрируется рис. 12-10, из которого получаем:

$$\Delta\sigma_p = \Delta\sigma + \Delta\sigma_в, \qquad (12\text{-}49)$$

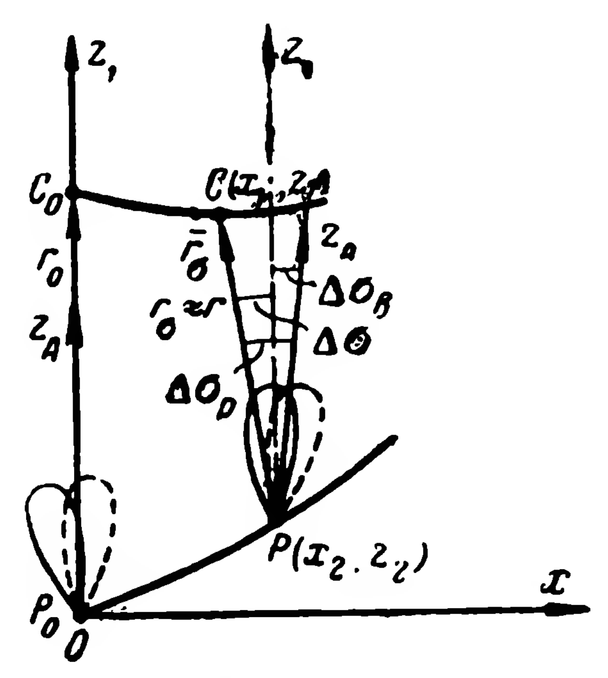
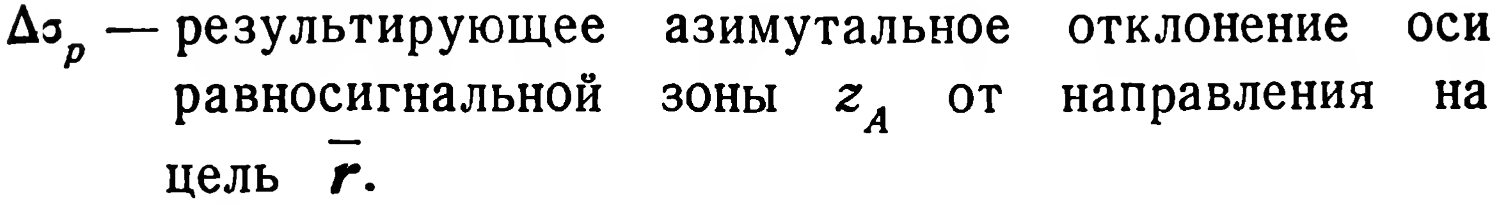


Рис. 12-10.

где $\Delta\sigma$ — азимутальное отклонение направления на цель $\bar{r}$ от стабилизированной оси z_1;

$\Delta\sigma_в$ — азимутальное отклонение оси равносигнальной зоны антенны z_A от стабилизированной оси z_1, вызванное действием вибраций;


$\Delta\sigma_p$ — результирующее азимутальное отклонение оси равносигнальной зоны z_A от направления на цель $\bar{r}$.

Учитывая допущения 2 и 3, можно записать выражение (12-48) в следующем виде:

$$U_m(t) = U_0[1 + \mu\Delta\sigma_p\cos\Omega t]. \qquad (12\text{-}50)$$

Ниже доказано, что наиболее опасными являются те гармонические компоненты вибрационного колебания $\Delta\sigma_в(t)$, частоты которых близки к нулю или частоте $F_p = \frac{\Omega}{2\pi}$; поэтому выражение (12-50) применимо не только к непрерывному, но и к импульсному излучению.

Из формулы (12-50) следует, что сигнал ошибки, подводимый к синхронному детектору канала азимута, равен:

$$e_{\Omega}(t)=K\,\Delta\sigma_p\cos\Omega t.$$

Будем полагать, что синхронный детектор совершает идеальное преобразование; тогда напряжение на его выходе равно:

$$e_1(t)=(C\,\Delta\sigma_p\cos\Omega t)\cos\Omega t. \qquad (12\text{-}51)$$

Из формул (12-49) и (12-51) получаем:

$$e_1(t)=\frac{C}{2}\,[\Delta\sigma(t)+\Delta\sigma_в(t)+\Delta\sigma(t)\cos 2\,\Omega t+$$
$$+\Delta\sigma_в(t)\cos 2\,\Omega t]$$

или

$$e_1(t)=\frac{C}{2}[\Delta\sigma(t)+\Delta\sigma_n(t)], \qquad (12\text{-}52)$$

где

$$\Delta\sigma_n(t)=\Delta\sigma_в(t)+\Delta\sigma_в(t)\cos 2\Omega t+\Delta\sigma(t)\cos 2\,\Omega t. \qquad (12\text{-}53)$$

Из соотношений (12-52) и (12-53) следует, что анализ действия вибраций можно производить на основании той же блок-схемы следящей системы ракеты, которая применялась в § 12-3 при рассмотрении действия флуктуационных помех (см. рис. 12-3). Поэтому можно воспользоваться полученной из этой блок-схемы формулой (12-9):

$$\Delta\sigma=-K_p\,\Delta\sigma_n,$$

где

$$K_p=\frac{K}{1+K}.$$

Следовательно, ошибка $\Delta\sigma$ получается пропусканием колебания $\Delta\sigma_n(t)$ через четырехполюсник с коэффициентом передачи $K_p(p)$.

Частотная характеристика $|K_p(j2\pi f)|$ изображена на рис. 12-4 и имеет эквивалентную полосу пропускания $\Delta F_в\leqslant 0{,}5\div 3$ *гц*. За пределами этой полосы коэффициент передачи K_p резко убывает.

Следовательно, наиболее опасными будут те компоненты спектра колебания $\Delta\sigma_n(t)$, которые расположены внутри полосы $\Delta F_в$, т. е. близки к нулевой частоте.

Отсюда же следует, что в составе колебания $\Delta\sigma(t)$ преобладающими будут компоненты с частотами, близкими к нулевой частоте.

Поэтому в выражении (12-53) членом $\Delta\sigma(t)\cos 2\Omega t$ можно пренебречь и полагать

$$\Delta\sigma_n(t) = \Delta\sigma_в(t) + \Delta\sigma_в(t)\cos 2\Omega t. \qquad (12\text{-}53а)$$

Из этой формулы следует, что наиболее опасными являются две группы частот вибраций:

а) частоты, расположенные в пределах полосы $\Delta F_в$, т. е. близкие к нулевой частоте; эти частоты проходят за счет слагаемого $\Delta\sigma_в(t)$;

б) частоты, расположенные в диапазоне от $F_1 = 2F_p - \Delta F_в$ до $F_2 = 2F_p + \Delta F_в$, т. е. близкие ко второй гармонике частоты вращения диаграммы направленности F_p; эти частоты проходят за счет слагаемого $\Delta\sigma_в(t)\cos 2\Omega t$ в выражении (12-53а).

Будем называть для краткости первый канал прохождения вибраций каналом нулевой частоты, а второй — каналом второй гармоники.

Для оценки коэффициентов передачи обоих каналов запишем отклонение $\Delta\sigma_в$, вызываемое вибрациями, в следующем виде:

$$\Delta\sigma_в = \Delta\sigma_{1в} + \Delta\sigma_{2в} = \Delta\sigma_{1вm}\cos(2\pi F_1 t + \psi_1) + \\ + \Delta\sigma_{2вm}\cos(2\pi F_2 t + \psi_2), \qquad (12\text{-}54)$$

где $F_1 < \Delta F_в$; $F_2 = 2F_p + \Delta F$; $|\Delta F| \leqslant \Delta F_в$.

Очевидно, компонента вибраций $\Delta\sigma_{1в}$ пройдет по каналу нулевой частоты, а компонента $\Delta\sigma_{2в}$ — по каналу второй гармоники.

Из формул (12-9), (12-53а) и (12-54) получим:

$$\Delta\sigma(t) = \Delta\sigma_1(t) + \Delta\sigma_2(t), \qquad (12\text{-}55)$$

где

$$\Delta\sigma_1(t) = -|K_p(j2\pi F_1)|\,\Delta\sigma_{1вm}\cos(2\pi F_1 t + \psi_1 + \Delta\psi_1); \qquad (12\text{-}56)$$

$$\Delta\sigma_2(t) = -|K\ (j2\pi\Delta F)|\,\frac{1}{2}\Delta\sigma_{2вm}\cos\psi_2\cdot\cos(2\pi\Delta F t + \psi_2 + \Delta\psi_2). \qquad (12\text{-}57)$$

Так как $F_1 \leqslant \Delta F_э$ и $\Delta F \leqslant \Delta F_э$, то на основании рис. 12-4 можно в первом приближении полагать

$$|K_p(j2\pi F_1)| \approx 1; \; |K_p(j2\pi \Delta F)| \approx 1.$$

Тогда выражения (12-56) и (12-57) принимают следующий вид:

$$\Delta\sigma_1(t) \approx -\Delta\sigma_{1m} \cos(2\pi F_1 t + \psi_1 + \Delta\psi_1), \tag{12-58}$$

где $\Delta\sigma_{1m} = \Delta\sigma_{1вm}$;

$$\Delta\sigma_2(t) = -\Delta\sigma_{2m} \cos(2\pi \Delta F t + \psi_2 + \Delta\psi_2), \tag{12-59}$$

где $\Delta\sigma_{2m} = \frac{1}{2} \Delta\sigma_{2вm} \cos\psi_2$.

Из этих соотношений находим:

коэффициент передачи канала нулевой частоты

$$K_0 = \frac{\Delta\sigma_{1m}}{\Delta\sigma_{1вm}} = 1; \tag{12-60}$$

коэффициент передачи канала второй гармоники

$$K_2 = \frac{\Delta\sigma_{2m}}{\Delta\sigma_{2вm}} = \frac{1}{2}\cos\psi_2; \tag{12-61}$$

$$K_{2\,макс} = \frac{1}{2}. \tag{12-61a}$$

Весь анализ был проведен в предположении линейности модуляции амплитуды [формула (12-48)] и идеальности синхронного детектирования. При этих допущениях вибрации проникают только по двум каналам. В действительности, благодаря нелинейности модуляции и неидеальности синхронного детектирования, возникают комбинационные частоты

$$F_{mn} = |mF_в \pm nF_p|, \tag{12-62}$$

где $F_в$ — частота вибраций;

F_p — частота вращения диаграммы направленности.

Поэтому опасные частоты вибраций определяются соотношением

$$F_в = \frac{n}{m} F_p \pm \frac{F}{m}, \tag{12-63}$$

где $F \leqslant \Delta F_э$;

m и n — целые числа.

Наиболее опасным, как было выяснено выше, является канал нулевой частоты, которому соответствуют

$$n=0;\ m=1.$$

Следующим по интенсивности прохождения вибраций является канал второй гармоники, которому соответствуют

$$n=2;\ m=1.$$

Остальные каналы дают значительно меньшую интенсивность прохождения, особенно при больших номерах m и n.

Если ограничиться значениями $m \leqslant 3$ и $n \leqslant 3$, то из формулы (12-63) получатся следующие опасные частоты вибраций:

$$\left.\begin{array}{c} F;\ \frac{1}{3}F_p \pm \frac{F}{3};\ \frac{1}{2}F_p \pm \frac{F}{2};\ \frac{2}{3}F_p \pm \frac{F}{3};\ F_p \pm F; \\ \frac{3}{2}F_p \pm \frac{F}{2};\ 2F_p \pm F;\ 3F_p \pm F. \end{array}\right\} \quad (12\text{-}64)$$

При $F_p=50$ *гц* и $\Delta F_в=1$ *гц* эти опасные частоты близки к следующим значениям: 0 — 1, 17, 25, 33, 50, 75, 100 и 150 *гц*.

Так как наибольшее прохождение дает канал нулевой частоты, то дальнейший анализ ведется в применении к этому каналу.

В этом случае ошибка $\Delta\sigma$, вызываемая вибрациями, определяется по формуле (12-58):

$$\Delta\sigma(t) = -\Delta\sigma_m \cos(2\pi F t + \psi), \quad (12\text{-}65)$$

где

$$\Delta\sigma_m = \Delta\sigma_{вm}.$$

Здесь $\Delta\sigma_{вm}$ — амплитуда вибраций, имеющих частоту $F \leqslant \leqslant \Delta F_в$;

$\Delta\sigma$ — угловая ошибка, вызываемая этими вибрациями.

Ошибка $\Delta\sigma$ связана с ошибкой упреждения $\Delta\beta$ формулой (12-10):

$$\Delta\beta \approx \frac{r}{V_2} \cdot \frac{d\Delta\sigma}{dt}.$$

Поэтому из формул (12-10). и (12-65) получаем:

$$\Delta\beta \approx \frac{r}{V_2} \Delta\sigma_{вт} 2\pi F \sin(2\pi F t + \psi). \tag{12-66}$$

Линейная ошибка наведения ракеты на цель, d, связана с ошибкой упреждения формулой (5-114), из которой получаем:

$$d = \frac{r_{м\cdot ч н}}{\sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon \cos(\alpha + \beta)}} \cdot \frac{r_{м\cdot ч н}}{V_2} \Delta\sigma_{вт} 2\pi F \sin(2\pi F t_1 + \psi),$$

где t_1 — момент, в который происходит выключение системы самонаведения.

Так как этот момент совершенно не зависит от фазы опорного напряжения и угла ψ, то $\sin(2\pi F t_1 + \psi)$ является случайной величиной. Поэтому имеем:

$$d = \frac{r^2_{м\cdot ч н} \Delta\sigma_{вт} 2\pi F}{V_2 \sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon \cos(\alpha + \beta)}} \sin\delta, \tag{12-67}$$

где δ — случайная величина.

Максимальная ошибка будет равна:

$$d_{макс} = \frac{r^2_{мин} \Delta\sigma_{вт} 2\pi F}{V_2 \sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon \cos(\alpha + \beta)}}. \tag{12-68}$$

Выше указывалось, что $F \leqslant \Delta F_э$, поэтому в худшем случае, при $F = \Delta F_э$, получим:

$$d_{макс} = \frac{2\pi \Delta F_э r^2_{мин} \Delta\sigma_{вт}}{V_2 \sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon \cos(\alpha + \beta)}}. \tag{12-69}$$

Из соотношений, приведенных в § 3, следует, что при $\varepsilon \leqslant \frac{1}{2}$ получается $\frac{1}{\sqrt{1 + \varepsilon^2 + 2\varepsilon \cos(\alpha + \beta)}} \approx 1.$

Поэтому

$$d_{макс} \approx 2\pi \Delta F_э \Delta\sigma_{вт} \frac{r^2_{мин}}{V_2}. \tag{12-69а}$$

Весь анализ, приведенный выше, был сделан в предположении линейности режима, т. е. отсутствия перегрузки системы колебаниями, вызываемыми вибрациями. Поэтому

для определения границ применимости формулы (12-69а) и условий отсутствия подавления полезного сигнала вибрационными колебаниями необходимо найти условия линейности режима следящей системы ракеты.

б) *Условия линейности режима*

Пользуясь методикой, принятой в гл. 11, но учитывая, что в данном случае мы имеем дело с гармоническим, а не флуктуационным колебанием, нетрудно получить следующее выражение для условия линейности:

$$U_{лi} \geqslant U_{mi} = \frac{K_p}{K} K_{1i} \Delta\sigma_m = \frac{K_{1i}}{1+K} \Delta\sigma_m. \qquad (12\text{-}70)$$

Для канала нулевой частоты получается $\Delta\sigma_m = \Delta\sigma_{вm}$.

Здесь $U_{лi}$ — предельное отклонение (тока, напряжения, угла, ускорения и т. п.) на выходе блока номера i следящей системы ракеты, соответствующее границе линейности этого блока;

U_{mi} — амплитуда колебания на выходе блока номера i, вызванного действием вибраций с амплитудой $\Delta\sigma_{вm}$;

K_{1i} — коэффициент передачи от входа блока K_r следящей системы (рис. 12-3) до выхода блока номера i;

K и K_p — как и в гл. 12, коэффициенты передачи всей следящей системы в разомкнутом и замкнутом состояниях соответственно.

Обычно модуль величины $\frac{K_{1i}}{1+K}$ имеет наибольшее значение на высшей частоте диапазона, т. е. при $F = F_{макс}$. На этой частоте обычно $|K| \leqslant \frac{1}{2}$. Поэтому, делая небольшой запас, можно в первом приближении полагать:

$$U_{лi} \geqslant U_{mi} \approx K_{1i} \Delta\sigma_m, \qquad (12\text{-}70а)$$

где K_{1i} определяется для частоты $F_{макс}$.

Рассмотрим, как и в гл. 11, условия линейности блока дифференцирования и выходного блока, являющихся обычно с точки зрения нарушения пределов линейности наиболее опасными участками системы.

в) Условия линейности блока дифференцирования

Рассмотрим простейший случай, когда применяются однократное дифференцирование и сложение результатов дифференцирования и прямого усиления. В этом случае можно полагать

$$K_{1i} \approx a(1+\tau p). \tag{12-71}$$

Поэтому получим:

$$|K_{1i}(j\omega)| \approx a\sqrt{1+(\omega\tau)^2}$$

и

$$|K_{1i}(j2\pi F_{макс})| \approx a\sqrt{1+(2\pi F_{макс}\tau)^2}$$

Условие линейности (12-70а) принимает вид:

$$U_{лi} \geqslant a\sqrt{1+(2\pi F_{макс}\tau)^2}\cdot\Delta\sigma_{вт}. \tag{12-72}$$

Так как обычно справедливо неравенство $(2\pi F_{макс}\tau)^2 \gg 1$, то имеем:

$$U_{лi} \geqslant a2\pi F_{макс}\tau\cdot\Delta\sigma_{вт}. \tag{12-72а}$$

Ввиду того, что с ростом частоты $F_{макс}$ опасность перегрузки возрастает, целесообразно включать перед дифференцирующими каскадами фильтр нижних частот с полосой $\Delta F_{ф}$.

Очевидно, во всяком случае $\Delta F_{ф} \geqslant \Delta F_{в}$. Поэтому при наличии фильтра формула (12-72а) принимает вид:

$$U_{лi} \geqslant a2\pi\Delta F_{ф}\tau\Delta\sigma_{вт}, \tag{12-72б}$$

где

$$\Delta F_{ф} \geqslant \Delta F_{в}.$$

Если, например, $\tau = 1$ *сек* и $\Delta F_{ф} = 2$ *гц*, то из условия (12-72б) получим:

$$U_{лi} \geqslant 12a\Delta\sigma_{вт}. \tag{12-72в}$$

г) Условия линейности выходного блока

Для выходного блока справедливо равенство $K_{1i} = K$, и из формулы (12-70) можно получить:

$$U_{лi} \geqslant U^{mi} = K_{p}\Delta\sigma_{m}.$$

Так как в пределах полосы $\Delta F_э$ получается $K_p \approx 1$, то условие линейности имеет вид:

$$U_{лi} \geqslant \Delta\sigma_m. \qquad (12\text{-}73)$$

Следовательно, нужно определить, какое максимальное отклонение $\Delta\sigma_m$ допускается системой.

Из формул (12-10) и (12-21) следует, что поперечное ускорение ракеты

$$W_p = V_2 \frac{d}{dt}\left(\frac{r}{V_2} \cdot \frac{d\Delta\sigma}{dt}\right) = r\frac{d^2\Delta\sigma}{dt^2} + V_r \frac{d\Delta\sigma}{dt},$$

где

$$V_r = \frac{dr}{dt}, \qquad (12\text{-}74)$$

или

$$W_p = W_1 + W_2,$$

где

$$\left.\begin{aligned} W_1 &= r\frac{d^2\Delta\sigma}{dt^2}; \\ W_2 &= V_r \frac{d\Delta\sigma}{dt}. \end{aligned}\right\} \qquad (12\text{-}74а)$$

Из формул (12-65) и (12-74а) следует:

$$\left.\begin{aligned} W_1 &= W_{1m} \cos(2\pi Ft + \psi); \\ W_2 &= W_{2m} \sin(2\pi Ft + \psi), \end{aligned}\right\} \qquad (12\text{-}75)$$

где

$$\left.\begin{aligned} W_{1m} &= r 4\pi^2 F^2 \Delta\sigma_{вm}; \\ W_{2m} &= V_r\, 2\pi F \Delta\sigma_{вm}. \end{aligned}\right\} \qquad (12\text{-}76)$$

Поэтому

$$W_p = W_{р.м} \cos(2\pi Ft + \psi'), \qquad (12\text{-}77)$$

где

$$W_{pm} = \sqrt{W_{1m}^2 + W_{2m}^2} = 4\pi^2 r F^2 \Delta\sigma_{вm} \sqrt{1 + \left(\frac{V_r}{2\pi F r}\right)^2} \qquad (12\text{-}78)$$

Так как поперечное ускорение W_p ограничено максимально возможным значением $W_{рм}$, то условие линейности имеет вид:

$$W_{рм} \geqslant 4\pi^2 F^2 \Delta\sigma_{вm}\, r \sqrt{1 + \left(\frac{V_r}{2\pi F r}\right)^2} \qquad (12\text{-}79)$$

Это условие труднее всего выполнить для наиболее высокой частоты F, т. е. при $F \approx \Delta F_в$ и больших расстояниях r.

В этом случае справедливо неравенство $\left(\frac{V_r}{2\pi F r}\right)^2 \ll 1$, и условие линейности можно записать в следующем виде:

$$W_{рм} \geqslant 4\pi^2 \Delta F_в^2 \Delta\sigma_{вт} r. \qquad (12\text{-}80)$$

Поэтому максимально допустимая амплитуда вибраций на частоте $F \approx \Delta F_в$ определится по формуле

$$\Delta\sigma_{вт} \leqslant \frac{W_{рм}}{4\pi^2 \Delta F_в^2 r}. \qquad (12\text{-}81)$$

д) Пример расчета

Задано:

$$\Delta F_э = 1\ гц; \quad W_{рм} = 10g; \quad V_2 = 600\ м/сек;$$
$$V_1 \leqslant 300\ м/сек; \quad r_{мин} = 500\ м; \quad r_{макс} = 5\ км.$$

Требуется определить допустимую амплитуду вибраций на наиболее опасной частоте, т. е. при $F_в \approx \Delta F_в = 1\ гц$, исходя из допустимой ошибки наведения $d_{макс}$ и условия линейности выходного блока.

Из условия линейности (12-81) находим:

$$\Delta\sigma_{вт} \leqslant \frac{9}{r_{км}}\ мин. \qquad (12\text{-}82)$$

Если требуется обеспечить линейность при указанных выше данных на всей дистанции самонаведения, то следует положить $r = r_{макс} = 5\ км$.

Тогда получим требование

$$\Delta\sigma_{вт} \leqslant 1{,}8'. \qquad (12\text{-}82а)$$

Если на расстоянии $r \geqslant 2\ км$ полоса $\Delta F_в$ может быть сужена (учитывая, что решающей является лишь последняя часть траектории ракеты), то можно положить $r = 2\ км$ и условие (12-82) примет вид:

$$\Delta\sigma_{вт} \leqslant 4{,}5'. \qquad (12\text{-}82б)$$

При выполнении условий линейности ошибка наведения определяется по формуле (12-69).

Если $r_{мин}$ не зависит от α и β, то худший является случай, когда $\cos(\alpha+\beta)=-1$. При этом формула (12-69) принимает вид:

$$d_{макс}=\frac{2\pi\Delta F_э\, r^2_{мин}\,\Delta\sigma_{вт}}{V_2-V_1}. \qquad (12\text{-}83)$$

Для указанных выше данных имеем: $d_{макс}=2\,500\Delta\sigma_{вт}$. Если согласно формуле (12-82б) $\Delta\sigma_{вт}=4'=1{,}1$ т. д., то получим:

$$d_{макс}=2\,500\cdot 1{,}1\cdot 10^{-3}\ м=2{,}75\ м.$$

Такая ошибка может оказаться недопустимо большой. Для уменьшения этой ошибки придется уменьшить допустимую амплитуду вибраций $\Delta\sigma_{вт}$ или, если это невозможно, принять меры к изменению параметров системы управления, т. е. к уменьшению полосы $\Delta F_э$ и мертвой зоны $r_{мин}$. Так, например, при тех же данных, но сокращении мертвой зоны с 500 до 300 *м* ошибка $d_{макс}$ уменьшится с 2,75 до 0,9 *м*.

В заключение следует подчеркнуть, что формулы (12-69) и (12-81) соответствуют наиболее опасным частотам вибраций, т. е. частотам $F_в\approx\Delta F_э$. Для частот $F_в$, соответствующих каналу второй гармоники (т. е. $F_в\approx 2F_р$), допустимая амплитуда вибраций может быть вдвое больше, так как коэффициент передачи этого канала K_2 по крайней мере в 2 раза меньше коэффициента передачи канала нулевой частоты [см. формулы (12-60) и (12-61а)].

Для частот вибраций, соответствующих остальным каналам прохождения и определяемых формулами (12-63) и (12-64), допустимые амплитуды вибраций могут быть еще бо́льшими. Вибрации, не попадающие ни в один из указанных каналов, вообще мало опасны, если после синхронного детектора стоит фильтр нижних частот с полосой $\Delta F_ф\approx 2\Delta F_э$, устраняющей опасность перегрузки.

12-6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведенный выше анализ действия флуктуационных помех и вибраций на точность самонаведения позволяет сделать следующие основные заключения:

1. При отсутствии необходимых мер помехи могут вызвать весьма большие ошибки наведения и тем самым сделать самонаведение совершенно неприемлемым.

2. Действие помех резко зависит от величины мертвой зоны $r_{мин}$ и дальности самонаведения $r_{макс}=r_0$.

а) Ошибки наведения пропорциональны $r^2_{мин}$; поэтому весьма важно добиваться минимального значения мертвой зоны.

б) При регулировании по линейному отклонению Δx колебания, создаваемые помехами в разных блоках следящей системы, пропорциональны дальности r и максимальны в начале самонаведения, при $r=r_0$. Поэтому во избежание перегрузки системы помехами может потребоваться уменьшение эквивалентной полосы пропускания системы $\Delta F_э$ в начале самонаведения с постепенным увеличением ее в процессе самонаведения по мере уменьшения дальности.

Это означает, по существу, отказ от точного регулирования по линейному отклонению и приближение к регулированию по углу, по крайней мере на первой части траектории ракеты.

3. Эквивалентная полоса следящей системы ракеты сравнительно мало влияет на прямую ошибку, создаваемую помехами, но весьма резко влияет на перегрузку системы колебаниями помех. Поэтому в ряде случаев именно эта перегрузка ставит предел расширению полосы $\Delta F_э$, производимому для уменьшения инерционности управления.

Числовые примеры показывают, что может потребоваться выбор полосы, например, порядка 0,3—0,5 *гц*.

4. Действие пульсаций сигнала уменьшается с повышением частоты F_p. Поэтому не следует брать эту частоту слишком низкой.

5. Действие флуктуационных помех уменьшается с увеличением чувствительности равносигнальной зоны μ; поэтому следует стремиться к всемерному увеличению параметра μ.

6. Действие вибраций антенны резко зависит от частоты этих вибраций. Наиболее опасными являются частóты $F\approx\Delta F_э$ и $F\approx 2F_p\pm\Delta F_э$. Поэтому действие вибраций существенно уменьшается при удалении источника наиболее интенсивных вибраций из опасной области частот. Уменьшение прохождения вибраций по комбинационным

каналам достигается обеспечением возможно лучшей линейности модуляции, создаваемой вращением диаграммы направленности, и уменьшением интенсивности комбинационных частот, возникающих в блоке синхронного детектирования.

ГЛАВА ТРИНАДЦАТАЯ

ДАЛЬНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ РАДИОУПРАВЛЕНИЯ

13-1. ДАЛЬНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ САМОНАВЕДЕНИЯ

При радиолокационном самонаведении дальность действия ограничивается необходимостью получения определенного превышения принимаемого сигнала над уровнем шума.

Как указывалось выше (см. § 12-2), для нормальной работы системы должно выполняться условие

$$\frac{U_c}{U_ш} \geqslant 2 \div 3, \tag{13-1}$$

где $\sqrt{2}U_c$ и $U_ш$ — соответственно амплитуда напряжения импульса сигнала и действующее значение напряжения шума на выходе усилителя промежуточной частоты приемника отраженных от цели сигналов.

Для определения дальности действия удобнее вместо отношения напряжений пользоваться отношением мощностей сигнала и шума:

$$\frac{P_c}{P_ш} = \left(\frac{U_c}{U_ш}\right)^2, \tag{13-2}$$

где P_c — мощность в импульсе (импульсная мощность) сигнала;

$P_ш$ — мощность шума.

Из соотношений (13-1) и (13-2) следует, что должно быть

$$\frac{P_c}{P_ш} \geqslant 4 \div 9. \tag{13-3}$$

Поэтому можно полагать, например, что на максимальной дальности должно выполняться условие

$$\frac{P_c}{P_ш} \geqslant 5 \div 10. \qquad (13\text{-}4)$$

а) При активном самонаведении передатчик, облучающий цель, и приемник отраженных от цели импульсов располагаются на ракете и работают на общую антенну.

Поэтому при активном самонаведении дальность действия определяется известной формулой дальности действия радиолокатора:

$$r = \gamma \sqrt[4]{\frac{P_c S_в S_{пр}^2 y_1^4}{4\pi\lambda^2 kT\Delta f_в F_ш \left(\frac{P_c}{P_ш}\right)_{доп}}}. \qquad (13\text{-}5)$$

В этой формуле приняты следующие обозначения:

r — расстояние от радиолокатора (ракеты) до цели;

P_c — импульсная мощность передатчика;

$\left(\frac{P_c}{P_ш}\right)_{доп}$ — допустимое отношение мощностей сигнала и шума, описанное выше [см. соотношения (13-2) и (13-4)];

$S_в$ — эффективное отражающее сечение цели;

$S_{пр}$ — эквивалентная площадь приемной (передающей) антенны.

Для антенн с параболическим рефлектором

$$S_{пр} \approx 0{,}5D^2, \qquad (13\text{-}6)$$

где D — диаметр выходного отверстия рефлектора;

y_1^2 — коэффициент использования равносигнальной зоны по мощности (см. гл. 9);

λ — длина волны;

k — постоянная Больцмана;

T — абсолютная температура окружающей среды.

В практических единицах

$$kT \approx 4 \cdot 10^{-21}\ дж; \qquad (13\text{-}7)$$

$F_ш$ — коэффициент шума приемника;

γ — коэффициенг, учитывающий затухание радиоволн в атмосфере:

$$\gamma = e^{-0,115\alpha r}, \qquad (13\text{-}8)$$

где α — коэффициент затухания энергии на единицу длины, зависящий от длины волны и условий распространения волны.

Для волн $\lambda \geqslant 10$ *см* можно полагать

$$\gamma \approx 1. \qquad (13\text{-}9)$$

При волне 5 *см* величина α колеблется в зависимости от условий распространения примерно в следующих пределах:

$$\alpha \approx 0{,}002 \div 0{,}2 \ \textit{дб/км}. \qquad (13\text{-}10а)$$

При волне 3 *см*

$$\alpha \approx 0{,}01 \div 1 \ \textit{дб/км}. \qquad (13\text{-}10б)$$

$\Delta f_в$ — полоса пропускания каскадов приемника, предшествующих детектору.

При необходимости получения наибольшей дальности эта полоса выбирается из условия

$$\Delta f_в = \frac{1 \div 2}{\tau}, \qquad (13\text{-}11)$$

где τ — длительность импульса сигнала.

Рассмотрим в качестве иллюстрации следующий пример: $\lambda = 3$ *см*; $P_c = 30$ *квт* $= 3 \cdot 10^4$ *вт*; $S_в = 10$ *м*^{2}; $y_1^2 = 0{,}7$, т. е. $y_1^4 = 0{,}5$; $F_ш = 20$; $\Delta f_в = \frac{1}{\tau} = 10^6$ *гц*; $\left(\frac{P_c}{P_ш}\right)_{доп} = 5$; $D = 30$ *см* (при этом полезный угол зрения равносигнальной зоны получается около 10°).

Тогда $S_{пр} \approx 0{,}05$ *м*^{2}, и формула (13-5) дает:

$$r = \gamma 15 \ \textit{км}. \qquad (13\text{-}12)$$

Из соотношений (13-8), (13-10б) и (13-12) следует, что дальность действия будет колебаться в зависимости от условий распространения примерно в следующих пределах:

$$r \approx 7 \div 15 \ \textit{км}. \qquad (13\text{-}13)$$

Рассмотрим теперь случай **полуактивного самонаведения**.

В этом случае передатчик, облучающий цель, находится на *КП*, а приемник — на ракете (см. рис. 1-18 и 5-2).

Если самонаведение начинается не с момента выпуска ракеты с *КП*, а с некоторого расстояния r_{0p} (что имеет место, например, при комбинированном управлении), то дальность действия будет определяться следующей формулой:

$$\left.\begin{aligned} r_{0c} r_0 &= \gamma_1 \sqrt{\frac{P_c S_в S_{np} S_{nep} y_1^2 y_2^2}{4\pi\lambda^2 kT\Delta f_в F_ш \left(\frac{P_c}{P_ш}\right)_{доп}}}, \\ \text{где} \quad \gamma_1 &= e^{-0{,}115\alpha(r_{0c}+r_0)} \end{aligned}\right\} \quad (13\text{-}14)$$

Эта формула выводится таким же путем, как и формула (13-5), но с учетом, что приемник находится не в том же месте, что и передатчик, и имеет совершенно иную антенну.

В формуле (13-14) приняты следующие дополнительные [по сравнению с формулой (13-5)] обозначения:

S_{nep} — эффективное сечение передающей антенны; при параболическом рефлекторе

$$S_{nep} \approx 0{,}5 D_1^2, \quad (13\text{-}15)$$

где D_1 — диаметр выходного отверстия рефлектора;

y_1^2 и y_2^2 — коэффициенты использования мощности в антенных системах передатчика и приемника соответственно;

r_{0c} — расстояние от *КП* до цели в момент перехода на самонаведение;

r_0 — расстояние от ракеты до цели в момент перехода на самонаведение.

Если самонаведение начинается с момента выпуска ракеты с *КП*, то следует, очевидно, полагать $r_0 = r_{0c} = r$, и формула (13-14) принимает вид:

$$r = \gamma \sqrt[4]{\frac{P_c S_в S_{nep} S_{np} y_1^2 y_2^2}{4\pi\lambda^2 kT\Delta f_в F_ш \left(\frac{P_c}{P_ш}\right)_{доп}}}, \quad (13\text{-}16)$$

где γ определяется формулой (13-8).

Рассмотрим в качестве иллюстрации следующий пример: $P_c = 1\,000$ *квт* $= 10^6$ *вт*; $S_э = 10$ *м*^{2}; $S_{пр} = 0{,}05$ *м*^{2}; $y_1^2 = y_2^2 = 0{,}7$; $\lambda = 3$ *см*; $\Delta f_э = \frac{1}{\tau} = 10^6$ *гц*; $\left(\frac{P_c}{P_ш}\right)_{доп} = 5$; $F_ш = 20$; $D_1 = 2{,}5$ *м*, т. е. $S_{пер} \approx 3$ *м*^{2}.

Как видно, данные приемника в этом случае взяты такими же, как в предыдущем примере активного самонаведения.

Полагая, что самонаведение начинается с момента выпуска ракеты с *КП*, получим из формулы (13-16) следующий результат:

$$r = \gamma 35 \text{ км}. \tag{13-17}$$

Из соотношений (13-8), (13-10б) и (13-17) следует, что дальность будет колебаться в зависимости от условий распространения в пределах

$$r \approx 12 \div 35 \text{ км}. \tag{13-18}$$

Сравнение соотношений (13-13) и (13-18) показывает, что в рассмотренных примерах полуактивное самонаведение дает примерно вдвое большую дальность, чем активное.

13-2. ДАЛЬНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ ТЕЛЕУПРАВЛЕНИЯ ПЕРВОГО И ВТОРОГО ВИДОВ

Дальность телеуправления второго вида определяется практически дальностью действия канала контроля цели.

При радиолокационном методе контроля цели система контроля цели при телеуправлении второго вида получается такой же, как при самонаведении. Поэтому дальность действия системы телеуправления с радиолокационным контролем цели может определяться по тем же формулам, что и для самонаведения.

При телеуправлении первого вида дальность действия системы управления также лимитируется дальностью действия канала контроля цели. Так как в этом случае контроль за целью осуществляется радиолокатором, установленным на *КП*, то дальность действия системы телеуправления первого вида будет определяться формулой (13-5), в которой под дальностью r следует понимать максимальное расстояние от *КП* до цели, которое может иметь место в процессе управления.

Пользуясь формулами (13-5) и (13-16), нетрудно сравнить дальность действия систем телеуправления первого вида и самонаведения.

Если для простоты не учитывать зависимости коэффициента γ от дальности и полагать одинаковыми величины λ, P_c, $S_в$, $S_{пер}$, y_1, y_2, $\Delta f_в$, $F_ш$ и $\left(\frac{P_c}{P_ш}\right)_{доп}$, то получим:

$$\frac{r_{ТУ\text{-}1}}{r_{сн}} \approx \sqrt[4]{\frac{S_{пер}}{S_{прсн}}} = \sqrt{\frac{D_{пер}}{D_{прсн}}}, \quad (13\text{-}19)$$

где $r_{Ту\text{-}1}$ и $r_{сн}$ — дальности действия при телеуправлении первого вида и самонаведении соответственно;

$S_{пер}$ и $D_{пер}$ — данные антенны передатчика (при телеуправлении первого вида и самонаведении);

$S_{прсн}$ и $D_{прсн}$ — данные антенны приемника системы самонаведения.

При $D_{пер} = 3$ *м* и $D_{прсн} = 0{,}3$ *м* получается:

$$\frac{r_{ТУ\text{-}1}}{r_{сн}} \approx 3, \quad (13\text{-}20)$$

т. е. телеуправление первого вида дает выигрыш по сравнению с полуактивным самонаведением примерно в три раза.

ЛИТЕРАТУРА

I. Книги

1. Феодосьев В. И., Синярев Г. Б., Введение в ракетную технику, Оборонгиз, 1956.

2. Коой И., Ютенбогард И., Динамика ракет, Оборонгиз, 1950.

3. Техника передачи результатов измерений по радио, Воениздат, 1955.

4. Ольман Е. В., Соловьев Я. И., Токарев В. П. Автопилоты, Оборонгиз, 1946.

5. Солодовников В. В., Введение в статическую динамику систем автоматического регулирования, ГТТИ, 1952.

6. Цянь Сюэ-Сэнь, Техническая кибернетика, Издательство иностранной литературы, 1956.

7. Теория следящих систем, Государственное издательство иностранной литературы, 1953.

8. Пороговые сигналы (пер. с англ.), Изд-во „Советское радио" 1952.

9. Locke A. S., Guidance (Principles of guided missiles design) 1955. См. также Локк А. С., Управление снарядами, пер. с англ., ГТТИ, 1957.

10. Grayson M., Principles of guided missiles design (operation, research, armament, launching), 1956.

11. Gatland K., Development of the guided missiles, 1954.

12. Müller F., Leitfaden der Fernlenkung, 1955. См. также Мюллер Ф., Телеуправление, пер с нем., Государственное издательство иностранной литературы, 1957.

II. Статьи

13. Кучеров, Управляемые ракеты, „Радио", 1955, № 8.

14. Швейцарский управляемый снаряд „Эрликон" 54, „Вопросы ракетной техники", 1957, № 1.

15. Бергос, Современное состояние реактивного вооружения в США, „Вопросы ракетной техники", 1957, № 2.

16. Гибсон, Некоторые принципы систем управления реактивными снарядами, „Вопросы радиолокационной техники", 1956, № 6.

17. Управление снарядами при помощи радиолокационных станций, „Вопросы радиолокационной техники", 1956, № 4.

18. Рейнольдс, Управление на расстоянии беспилотным самолетом, „Вопросы радиолокационной техники", 1957, № 1.

19. Современная техника управления реактивными снарядами, „Вопросы радиолокационной техники“, 1955, № 5.

20. Caidin M., Japanese guided missiles in World War II, Jet Propulsion, 1956, 26, № 8, p. 91 — 696.

21. Johnston S. L., A survey of navigational measurement methods for missile guidance systems, Transactions of I. R. E., 1956, June, PGI-5, p. 60 — 65.

22. Some principles of missile guidance, Aeroplane, 1956, April 20, p. 280 — 281.

23. Nixon F. E., What can electronic simulators do for the missile designer? Aeronautical Engng. Rev., 1955, 14, № 5, p. 109 — 112.

24. Fried B. D., Richardson J. M., Optimum rocket trajectories, Journ. of Appl. Phys., 1956, 27, № 8, p. 955 — 961.

25. Gardner G. W. H., Guided missiles, The Engineer, 1954, 198, № 5157, p. 728 — 732; 742, № 5158, p. 765 — 766.

СОВЕТСКОЕ РАДИО